ИНЖЕНЕРНЫЙ СПРАВОЧНИК ПО КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

ИНЖЕНЕРНЫЙ СПРАВОЧНИК ПО КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Ордена Трудового Красного Знамени
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА—1969

6Т.52(083)
И62

УДК 629.19.(0.31)

АВТОРСКИЙ КОЛЛЕКТИВ:

Алатырцев А. А., Алексеев А. И., Богданов Ю. Н., Бо-ков В. А., Гайдамака Н. Т., Дубровин Н. М., Данилов Г. В., Ермишкин Б. И., Захаров Н. И., Караваев И. И., Карелин В. А., Капырин С. В., Кудряшов А. А., Куров В. С., Лимаренко А. П., Мазур А. Г., Масленников В. Г., Максимов В. К., Олейников Е. А., Разин И. И., Санько Б. С., Сафронов Ю. П., Серов Н. В., Симонов А. А., Солодов А. В., Сосновских Е. А., Сулаквелидзе В. С., Суханов Я. А., Тихомиров И. Н., Ульянов Г. И., Шабанов В. И., Юдин Е. В., Юмашев Ю. К.

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ:

Караваев И. И., Кудряшов А. А., Лимаренко А. П., Сафронов Ю. П., Ульянов Г. И.

Общая редакция — профессор, доктор технических наук А. В. СОЛОДОВ

ПРЕДИСЛОВИЕ

В настоящее время космическая техника перешла от этапа отдельных смелых экспериментов к этапу ее повседневного использования во многих областях сферы деятельности человека. Научные исследования околоземного и межпланетного пространства и планет солнечной системы проводятся систематически со все нарастающими темпами.

Космическая техника все шире применяется в области связи, навигации, метеорологии. Сейчас регулярно передаются телевизионные программы с помощью спутников. Метеорологические спутники доставляют важную информацию о состоянии облачного покрова и направлении ветров на земном шаре, позволяя более надежно и оперативно осуществлять прогноз погоды.

Полеты человека в космос вызвали интерес к космической технике в самых широких кругах. В то же время большая сложность и многообразие технических задач, возникающих в процессе развития космической техники, привлекают к их решению специалистов самых различных направлений. Физика и астрономия, метеорология и геодезия, механика и автоматическое управление, прочность и устойчивость конструкций, аэрогазодинамика, радиоэлектроника и вычислительная техника, оптика и телевидение, термодинамика и химия, энергоснабжение и связь, физиология и медицина, экономика и организация производства — вот далеко не полный перечень научно-технических областей, успехи и достижения которых используются в космической технике.

В связи с этим возникла настоятельная необходимость в обобщенном виде изложить инженерно-технические вопросы космической техники. Предлагаемый Справочник и создан для этой цели.

Справочник состоит из трех частей. В первой части «Космическое пространство», состоящей из шести глав, изложены общие астрономические сведения и основные

данные о Солнце, Земле, Луне, их излучении и физических характеристиках. Она является вводной и содержит необходимые данные для последующих глав.

Часть вторая «Механика космического полета» состоит из разделов и глав, посвященных вопросам выведения космических аппаратов на орбиту, орбитальному движению космических объектов, возмущенному движению и маневру, движению около центра масс. Материал изложен в одиннадцати главах в виде формул с краткими пояснениями по их использованию, расчетных данных, таблиц и графиков. Значительное место отведено перспективным вопросам сближения космических аппаратов, спуску с орбиты и посадке на планеты с атмосферой и без атмосферы.

Третья часть «Космические объекты и космические системы» является наибольшей по объему (содержит 26 глав) и составляет основу Справочника. В ней рассматриваются конструкции космических аппаратов, материалы, системы и элементы бортовой обеспечивающей аппаратуры, системы стабилизации и ориентации, терморегулирование, энергоснабжение и обеспечение жизнедеятельности. Значительное место уделено радиотехнической аппаратуре космической связи, радиотелеметрии и радиоуправлению. В разделе специальной оптико-электронной аппаратуры наряду с данными по фото- и телевизионным системам приводятся характеристики приборов наблюдения в инфракрасном и ультрафиолетовом диапазонах спектра. Последний раздел содержит сведения о надежности и экономической оценке систем космической техники.

Справочник составлен по материалам, опубликованным в советской и зарубежной печати.

Авторы выражают глубокую признательность канд. техн. наук Е. А. Кащееву за помощь, оказанную при рецензировании, и И. М. Медведеву за ценные советы, сделанные при тщательном просмотре рукописи.

ЧАСТЬ ПЕРВАЯ
КОСМИЧЕСКОЕ ПРОСТРАНСТВО

РАЗДЕЛ I
ОБЩИЕ АСТРОНОМИЧЕСКИЕ СВЕДЕНИЯ

Глава 1
КОСМОС

§ 1. Определение Вселенной

Вселенная (греч. κόσμος — вселенная) — мир в целом, бесконечный во времени и пространстве и безгранично разнообразный по формам, которые принимает материя в процессе развития. Вселенная существует объективно, независимо от сознания человека. Признание объективности существования мира, материальности всей Вселенной характеризует всякое подлинно научное исследование. Явления, происходящие во Вселенной, развиваются в пространстве и во времени. Материализм признает объективную реальность времени и пространства. Пространство и время бесконечны и не существуют в отрыве от материи.

Вселенная содержит бесчисленное множество небесных тел, на многих из которых имеются все необходимые условия для возникновения и развития жизни. Планета Земля — лишь одно из тел, входящих в безграничную Вселенную.

§ 2. Структурные особенности космических систем во Вселенной

Одной из основных особенностей Вселенной является неравномерное распределение материи. Большая часть ее сосредоточена в сравнительно плотных космических телах.

Промежутки между ними заполнены сильно разреженной материей. Расстояния между космическими телами обычно чрезвычайно велики по сравнению с их собственными размерами.

Космические тела группируются в различные системы, внутри которых они связаны между собой главным образом силами тяготения. Эти системы, группируясь, образуют системы более высокого порядка, так называемые галактики и Метагалактику. Простейший тип таких систем — планета со спутниками, более сложный — Солнечная система, движение планет внутри которой определяется в основном силовым полем центрального тела.

В галактиках выявляется целый ряд качественно новых явлений. В галактике нет единого центрального тела, воздействие которого играло бы доминирующую роль в движениях, происходящих в системе. Поле притяжения определяется здесь всей совокупностью звезд, звездных скоплений и ассоциаций (туманностей, межзвездного вещества), и движение происходит вокруг общего центра тяжести — ядра. Резко выраженное ядро некоторых галактик не является единым телом, а также состоит из отдельных звезд. Значительная часть звезд галактики обращается вокруг центра ее тяжести по орбитам, мало отличающимся от круговых, расположенным близко к одной плоскости, являющейся плоскостью симметрии галактики. Создается сильная концентрация звезд около этой плоскости, т. е. наблюдается явление галактической концентрации. Совокупность звезд, не обнаруживающих такой концентрации, имеет орбиты, сильно отклоняющиеся от круговых, и образует почти сферическое облако вокруг центра галактики. Таким образом, галактическая система состоит из целого ряда взаимно проникающих подсистем звезд. Подсистемы горячих звезд спектральных классов О и В, звезд гигантов и сверхгигантов, диффузных туманностей, долгопериодических цефеид сконцентрированы близ плоскости галактики и названы плоскими подсистемами. Звезды типов короткопериодических цефеид, субкарликов составляют сферические подсистемы. Обыкновенные карлики спектральных классов К и М образуют промежуточные подсистемы.

Звезды, входящие в состав какой-либо галактики, весьма часто образуют кратные системы от двойных и тройных звезд до звездных скоплений. Тенденция образовывать кратные системы наиболее резко выражена у звезд плоских подсистем, весьма заметна у звезд промежуточных подсистем и слабо выражена у звезд сферических подсистем. Особенностью структуры ряда галактик являются спиральные ветви, состоящие только из звезд плоских подсистем.

Переход к системе галактик, т. е. к Метагалактике, позволяет выявить такие новые структурные закономерности, как отсутствие значительных изменений среднего числа галактик, приходящихся на единицу объема на протяжении всего пока доступного наблюдению пространства Метагалактики. Наблюдаются двойные и кратные галактики. Например, Галактика, в которую входит солнечная система, в сопровождении двух спутников — Большого и Малого Магеллановых Облаков — часть так называемого Местного скопления галактик.

Изучение движения галактик с помощью принципа Доплера привело к обнаружению красного смещения. Чем дальше от нас галактики, тем больше смещены к красному концу линии, наблюдаемые в их спектрах. Это значит, что скорость удаления галактики пропорциональна расстоянию до нее:

$$V_{\text{гал}} = 558r,$$

где $V_{\text{гал}}$ — лучевая скорость удаления галактики, *км/сек*; r — расстояние до галактики, *Мпс* (1 *Мпс* $=10^6$ *пс* $=3\,260\,000$ световых лет); 558 — постоянный коэффициент, найденный экспериментальным путем. Скорость наиболее удаленных галактик превышает 40 000 *км/сек*.

Наряду с материей, сосредоточенной в массивных телах — звездах, планетах и т. п., во Вселенной наблюдается диффузная материя в виде облаков газа и пыли гигантской протяженности и небольшой плотности. Средняя плотность межзвездного газа в Галактике 10^{-24} *г/см*^{3}, межзвездного пылевого вещества — 10^{-25} *г/см*^{3}, межгалактической диффузной материи — меньше 10^{-27} *г/см*^{3}.

Материя отдельных небесных тел (звезд, планет и пр.) и диффузная материя находятся в соприкосновении и взаимодействии. Из некоторых звезд газовое вещество выбрасывается в результате взрыва, в других — непрерывно. Иногда скорости выброса вещества превышают 1000 *км/сек*, что достаточно для преодоления поля притяжения Галактики и ускользания во внегалактическое пространство.

§ 3. Строение Вселенной и вопросы общей теории относительности

Взаимодействие тел космических размеров как в солнечной системе, так и в Галактике определяется в основном законами всемирного тяготения. При этом имеется в виду классическая формула этого закона, данная Ньютоном:

$$F = f\frac{m_1 m_2}{r^2}, \qquad (1)$$

где F — сила тяготения, *дин*; m_1, m_2 — массы тел, *г*; r — расстояние между телами, *см*; $f = 6.67 \cdot 10^{-8}$ *см*^{3}/(*Г* · *сек*^{2}) — *постоянная тяготения*.

Закон Ньютона справедлив лишь для определенного диапазона скоростей и других физических условий. За пределами этого диапазона начинают сказываться эффекты общей теории относительности.

Для определения, в каких случаях эффекты общей теории относительности велики, вводится величина, называемая гравитационным радиусом. Гравитационный радиус $R_{гр}$ есть мера покоящейся массы m тела (или системы тел), выраженная в единицах длины:

$$R_{гр} = f\frac{m}{c^2},$$

где c — скорость света в пустоте, равная $3 \cdot 10^5$ *км/сек* (299 792,5 *км/сек*).

Гравитационный радиус Земли примерно равен 5 *мм*, Солнца — 1,5 *км*, а Галактики — $5 \cdot 10^{-3}$ *пс*. Если $R_{гр}$ много меньше геометрического радиуса R тела, эффекты общей теории относительности пренебрежимо малы. Однако могут быть тела, для которых величины $R_{гр}$ и R одного порядка. В таких случаях эффекты общей теории относительности становятся очень большими и закон Ньютона неприменим.

Масса видимой части Метагалактики составляет примерно $2 \cdot 10^{53}$ *г*. Ей соответствует гравитационный радиус $1{,}5 \cdot 10^7$ и геометрический 10^9 световых лет. Чем большим

окажется истинный геометрический радиус Метагалактики, тем ближе он будет к гравитационному радиусу. Следовательно, закон Ньютона для всей Метагалактики неприменим, и при построении ее физической теории нельзя пренебрегать эффектами общей теории относительности.

Для расчета различных параметров тела, перемещающегося с большой скоростью в пространстве, используются следующие формулы теории относительности.

Сокращение длины отрезка. Для неподвижного наблюдателя длина отрезка равна b. Для наблюдателя, перемещающегося со скоростью v вместе с отрезком, длина отрезка равна b'.

$$b = b'\sqrt{1-(v/c)^2}.$$

Этот эффект получил название лоренцова сокращения. Абсолютная собственная длина b' предмета не зависит от скорости. Одновременно с длиной тела надо измерить скорость v его движения относительно неподвижной системы координат.

Замедление времени. Для неподвижного наблюдателя отрезок времени между моментами t_1 и t_0 больше, чем отрезок времени между моментами t_1' и t_0' для наблюдателя, двигающегося со скоростью v равномерно и прямолинейно.

$$t_1 - t_0 = (t_1' - t_0')/\sqrt{1-(v/c)^2}.$$

Относительность одновременности. В подвижной системе координат происходят два одновременных события с координатами x_1', t' и x_2', t'. В неподвижной системе разность их временных координат

$$t_2 - t_1 = v\,(x_2' - x_1')/(c^2\sqrt{1-(v/c)^2}).$$

Возрастание массы. Масса движущегося объекта

$$m = m_0/\sqrt{1-(v/c)^2},$$

где m_0 — масса покоящегося объекта.

Отношение v/c изменяется от 0 (тело в относительном покое) до 1 (скорость тела равна скорости света — пре-

дельному значению скорости движения материи). Значения величины $a = \sqrt{1-(v/c)^2}$ приведены в табл. 1.

Таблица 1

Значение величины $a = \sqrt{1-(v/c)^2}$

v/c	a	v/c	a	v/c	a
1,0000	0,000	0,90	0,436	0,30	0,900
0,9999	0,014	0,70	0,714	0,10	0,995
0,9000	0,141	0,50	0,866	0,00	1,000

Глава 2

ЗВЕЗДЫ

§ 1. Светимость звезд

Свет звезды, падая на поверхность Земли, создает освещенность, которая называется блеском звезды.

Блеск звезд измеряется в звездных величинах. Принято, что две звезды, отличающиеся друг от друга на пять звездных величин, отличаются по видимому блеску в 100 раз. Таким образом, две звезды, разность звездных величин которых равна единице, будут отличаться по блеску в $\sqrt[5]{100}$ раз, т. е. в 2,512 раза.

Блеск звезды и ее звездная величина связаны соотношением:

$$E'_m/E'_n = 2{,}512^{n-m} \text{ и } n-m = 2{,}5\lg\left(E'_m/E'_n\right), \qquad (2)$$

где E'_m — видимый блеск звезды m-й величины; E'_n — видимый блеск звезды n-й величины.

Формула позволяет определять только разности звездных величин. Для установления звездной величины введен нуль-пункт отсчета. Сначала нуль-пункт был установлен так, что звездная величина Полярной звезды была принята равной $+2^m{,}12$, однако она оказалась переменной звездой, и теперь нуль-пункт установлен при помощи других звезд, блеск которых точно измерен. (Например, λ Малой Медведицы, для которой принята звездная величина $6^m{,}55$). Звезда в 2,512 раза слабее по блеску Полярной имеет звездную величину $+3^m$, а звезда в 2,512 раза ярче Полярной — $+1^m$ и т. д. (табл. 2).

Таблица 2

Соотношение между звездной величиной и видимым блеском звезды

$n-m$	E'_m/E'_n	$n-m$	E'_m/E'_n
0	1,000	5,0	100,0
0,5	1,585	6,0	252,2
1,0	2,512	7,0	631
2,0	6,310	10,0	10^4
3,0	15,850	15,0	10^6
4,0	39,800	20,0	10^8

Для перевода звездных величин в абсолютные единицы измерения силы света были произведены сравнения освещенности от звезд с освещенностью от лабораторных стандартизованных источников света. Оказалось, что звезда, имеющая звездную величину $-13^m{,}89$, создает освещенность, равную 1 *лк*. Звезда первой величины создает освещенность, равную $1{,}11 \cdot 10^{-6}$ *лк*.

Видимый блеск звезды и ее видимая звездная величина зависят от удаленности звезды от наблюдателя. Чтобы исключить влияние расстояния, вычисляют абсолютный блеск и абсолютную звездную величину звезды. Блеск, который имела бы звезда, удаленная от наблюдателя на 10 *пс*, называется абсолютным блеском.

Абсолютный блеск

$$L = 0{,}01E'r^2, \qquad (3)$$

где r — расстояние до звезды, *пс*.

Звездная величина звезды, удаленной от наблюдателя на 10 *пс*, называется абсолютной звездной величиной.

Абсолютная звездная величина

$$M = m + 5 - 5\lg r, \tag{4}$$

где m — видимая звездная величина.

Формулы получены в предположении, что поглощение света в межзвездной среде отсутствует.

§ 2. Классификация звезд

Излучение фотосфер звезд обладает непрерывным спектром. Часть лучей, имеющих определенные длины волн, поглощается внешними слоями фотосферы. В результате этого в спектре появляются полосы, или линии, поглощения, по которым можно судить о химическом составе и физическом состоянии внешних слоев звезды.

Все звезды по виду спектров делятся на классы: O, B, A, F, G, K, M, N, R, S (табл. 3). Каждый из спектральных классов делится на 10 подклассов от 0 до 9. Если в спектре имеются эмиссионные линии, то обозначение спектрального класса сопровождается индексом «е»; если спектр обладает особенностями, которые не относятся к общей классификации, то к обозначению приписывают индекс «р».

Помимо основных классов, имеются классы P, WN и WC.

Класс P характеризует газовые туманности, обладающие спектрами из ярких эмиссионных линий. Классы WN и WC служат для оценки спектров горячих звезд типа Вольф—Райе, при этом первый класс характеризуется эмиссионными линиями азота, а второй — линиями углерода и кислорода.

Для более точной классификации звезд было предложено учитывать и другие их параметры, например, светимость. Классов светимости введено шесть: Ia — яркие сверхгиганты, Ib — слабые сверхгиганты, II — яркие гиганты, III — гиганты, IV — субгиганты, V — карлики главной последовательности диаграммы Герцшпрунга—Ресселла. По этой классификации звезда Процион, которая является субгигантом и относится к подклассу 5 спектрального класса F, будет иметь обозначение F5IV.

Таблица 3

Характеристика классов звезд

Класс	Температура, °K	Характерные признаки спектра
O	25000—50000	Наиболее заметны линии поглощения однажды ионизированного гелия
B	15000—20000	Хорошо видны линии нейтрального гелия
A	10000	Максимальной интенсивности достигают линии бальмеровской серии водорода
F	7500	Линии бальмеровской серии ослаблены. Появляются хорошо заметные линии *H* и *K* ионизированного кальция
G	6000	Линии водорода не выделяются на фоне многочисленных линий металлов. Очень интенсивны линии ионизированного кальция
K	5100	Многочисленны линии металлов. Фиолетовый участок спектра сильно ослаблен
M	3000—3600	Спектр пересечен полосами поглощения молекул окиси титана
N и R	3000	Распределение интенсивности в спектре почти такое же, как у звезд класса K, однако заметны полосы поглощения углерода
S	3000	Общее распределение интенсивности в спектре такое же, как у звезд класса M, но вместо полос поглощения окиси титана видны полосы поглощения окиси циркония

Ниже приведены основные астрономические характеристики наиболее ярких звезд (табл. 4).

Видимость звезд на небе зависит от их положения относительно Солнца, склонения звезд и географической широты наблюдения. Например, только в северном полушарии круглый год всю ночь видны такие звезды, как Вега, Капелла, Поллукс, Денеб, а в южном — Канопус, Ахернар, Антарес, Фомальгаут. Остальные крупные звезды можно

наблюдать как в южном, так и в северном полушарии в определенное время года и ночи.

Таблица 4

Навигационные звезды

Название звезд	Звездная величина	Спектральный класс	Экваториальные координаты (на 1969 г.): прямое восхождение α	Экваториальные координаты (на 1969 г.): склонение δ	Расстояние до звезды, *пс*	Годовое собственное движение, *сек*
Сириус (α Б. Пса)	—1,58	A0	100°57′	—16°40′	2,67	1,32
Канопус (α Кнля)	—0,86	F0	95 49	—52 41	55	0,02
Бетельгейзе (α Орнона)	0,1—1,2	M2	88 22	+7 24	199	0,03
Вега (α Лиры)	0,14	A0	278 58	+38 45	8,12	0,35
Капелла (α Возничего)	0,21	G0	78 36	+45 58	14	0,44
Арктур (α Волопаса)	0,24	K0	213 34	+19 21	11	2,29
α Центавра	0,3—1,7	G0+K5	219 22	—60 43	1,31	3,68
Ригель (β Орнона)	0,34	B8p	78 16	—8 14	199	0,01
Процион (α М. Пса)	0,48	F5	114 25	+5 18	3,46	1,25
Ахериар (α Эридана)	0,60	B5	24 08	—57 24	43	0,09
Агена (β Центавра)	0,86	B1	210 24	—60 13	61	0,04
Альтаир (α Орла)	0,89	A5	297 19	+8 47	5,06	0,66
Альдебаран (α Тельца)	1,06	K5	68 32	+16 27	21	0,20
Поллукс (β Близнецов)	1,21	K0	115 51	+28 06	11	0,62
Спика (α Девы)	1,21	B2	200 53	—11 00	49	0,05
Антарес (α Скорпиона)	1,22	M1+A3	246 53	—26 22	52	0,03
Фомальгаут (α Южн. Рыбы)	1,29	A3	343 59	—29 47	7,0	0,37
Денеб (α Лебедя)	1,33	A2p	310 06	+45 10	165	0,00
Регул (α Льва)	1,34	B8	151 41	+12 07	26	0,24
β Южного креста	1,50	B1	191 28	—59 31	67	0,05

§ 3. Системы координат сферической астрономии

Прямая ZOZ' (рис. 1), проходящая через центр небесной сферы и параллельная нити отвеса в данной точке Земли или совпадающая с ее направлением, называется отвесной или вертикальной линией. Отвесная линия пересекается с поверхностью небесной сферы в точке, называемой *зенитом* Z (над головой наблюдателя), и в прямо противоположной точке, называемой надиром Z'.

Большой круг небесной сферы $SWNE$, плоскость которого перпендикулярна к отвесной линии, называется математическим или истинным горизонтом. Малый круг небесной сферы $a\sigma a$, параллельный математическому горизонту и проходящий через светило σ, называется альмукантаратом светила.

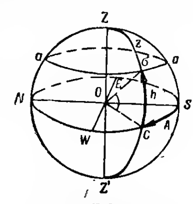


Рис. 1. Горизонтальная система координат: Z — зенит; Z' — надир; σ — светило; A — азимут; h — высота; z — зенитное расстояние светила; $NESW$ — плоскость горизонта

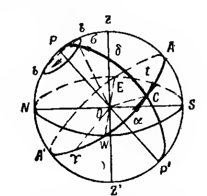


Рис. 2. Экваториальная система координат: P — северный полюс мира; σ — светило; NS — полуденная линия; α — прямое восхождение; δ — склоиение; t — часовой угол светил; $AWA'E$ — небесный экватор

Большой полукруг небесной сферы $Z\sigma Z'$, проходящий через зенит, светило и надир, называется кругом высоты или вертикалом светила.

Диаметр POP' (рис. 2), вокруг которого происходит кажущееся вращение небесной сферы, называется осью мира.

Северным полюсом мира P считается тот полюс, со стороны которого кажущееся вращение небесной сферы происходит по часовой стрелке, если смотреть на сферу снаружи.

Большой круг небесной сферы $AWA'E$, плоскость которого перпендикулярна к оси мира, называется небесным экватором.

Малый круг небесной сферы $b\sigma b'$, параллельный небесному экватору и проходящий через светило, называется

небесной или суточной параллелью светила. Большой полукруг небесной сферы $P\sigma P'$, проходящий через полюсы мира и через светило, называется часовым кругом или кругом склонения светила.

Небесный экватор пересекается с математическим горизонтом в двух точках: в точке востока E и в точке запада W.

Большой круг небесной сферы $SAZPNA'Z'P'$, плоскость которого проходит через отвесную линию и ось мира, называется небесным меридианом. Небесный меридиан пересекается с математическим горизонтом в двух точках: в точке севера N и в точке юга S.

Плоскости небесного меридиана и математического горизонта пересекаются по линии NS, называемой полуденной.

Большой круг E♈E'♎ небесной сферы (рис. 3), плоскость которого наклонена к плоскости небесного экватора под углом ε, называется эклиптикой (угол ε для 1964 равен 23°21′08″,26).

Две точки небесной сферы, отстоящие на 90° от всех точек эклиптики, называются северным Π и южным Π' полюсами эклиптики. По эклиптике совершается видимое годичное движение Солнца среди звезд в направлении, обратном суточному вращению небесной сферы. Эклиптика пересекается с небесным экватором в двух точках: в точке весеннего ♈ и в точке осеннего ♎ равноденствия. Точки эклиптики, отстоящие от равноденственных на 90°, называются точкой летнего (в северном полушарии) и точкой зимнего (в южном полушарии) солнцестояния. Большой полукруг небесной сферы $\Pi\sigma\Pi'$, проходящий через полюсы эклиптики и через светило, называется кругом широты светила.

Большой круг G☊G'☋ небесной сферы (рис. 4), наиболее близкий к средней линии Млечного Пути, называется галактическим экватором. Положение галактического экватора задается экваторными координатами его северного полюса Γ. Диаметрально противоположная точка небесной сферы Γ' называется южным галактическим полюсом.

Большой круг $\Gamma\sigma\Gamma'$ небесной сферы, проходящий через полюсы Галактики и через светило, называется кругом галактической широты светила.

Точка пересечения небесного экватора с галактическим экватором, в которой Млечный Путь переходит из южного полушария в северное, если при этом идти против хода часовой стрелки и смотреть с северного галактического полюса, называется восходящим узлом ☊ галактического экватора на небесном экваторе.

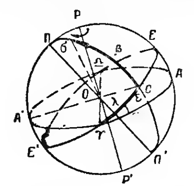


Рис. 3. Эклиптическая система координат: E♈E'♎ — эклиптика; Π — северный полюс эклиптики; Π' — южный полюс эклиптики; ♈ — точка весеннего равноденствия; ♎ — точка осеннего равноденствия; β — астрономическая широта; λ — астрономическая долгота светила

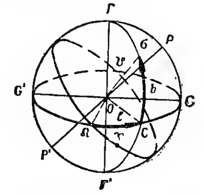


Рис. 4. Галактическая система координат: G☊G'☋ — галактический экватор; ☊ — восходящий узел галактического экватора; σ — светило; b — галактическая широта; l — галактическая долгота светила; Γ и Γ' — северный и южный галактические полюсы

а) *Горизонтальная система.* Угловое расстояние по вертикальному кругу (рис. 1) от математического горизонта до светила, или центральный угол $CO\sigma$, называется *высотой* светила над горизонтом. Высоты обозначаются буквой h и отсчитываются от 0 до +90° к зениту и от 0 до —90° к надиру.

Угловое расстояние по вертикальному кругу $Z\sigma$ от зенита до светила, или центральный угол $ZO\sigma$, называется *зенитным расстоянием* светила. Зенитные расстояния обозначаются буквой z и отсчитываются от 0 до 180° к надиру.

$$z + h = 90°.$$

2—1801

Угловое расстояние по математическому горизонту SC от точки юга S до вертикального круга, проходящего через светило σ, или центральный угол SOC, называется *азимутом*. Азимут обозначается буквой A и отсчитывается в сторону суточного вращения небесной сферы, т. е. в сторону запада от 0 до 360°.

б) *Первая экваториальная система.* Угловое расстояние по часовому кругу $C\sigma$ (рис. 2) от небесного экватора до светила, или центральный угол $CO\sigma$, называется *склонением* светила. Склонения обозначаются буквой δ и отсчитываются от 0 до +90° к северному полюсу мира и от 0 до —90° к южному полюсу.

Угловое расстояние по часовому кругу $P\sigma$ от северного полюса мира до светила, или центральный угол $PO\sigma$, называется *полярным расстоянием* светила.

Угловое расстояние по небесному экватору AC от южной точки экватора до часового круга, проходящего через светило, или центральный угол AOC, называется *часовым углом* светила. Часовые углы обозначаются буквой t и отсчитываются в сторону суточного вращения небесной сферы от 0 до 360° или от 0 до 24ч (в часовой мере).

в) *Вторая экваториальная система.* Угловое расстояние по небесному экватору ΥWC (рис. 2) от точки весеннего равноденствия до часового круга, проходящего через светило, или центральный угол ΥOC, называется *прямым восхождением* светила. Прямые восхождения обозначаются буквой α и отсчитываются в сторону, противоположную суточному вращению небесной сферы, от 0 до 360° или от 0 до 24ч. Прямое восхождение и склонение или прямое восхождение и полярное расстояние образуют вторую экваториальную систему небесных координат.

г) *Эклиптическая система.* Угловое расстояние по кругу широты $C\sigma$ (рис. 3) от эклиптики до светила, или центральный угол $CO\sigma$, называется *астрономической широтой* светила. Астрономические широты обозначаются буквой β и отсчитываются от 0 до +90° к северному полюсу и от 0 до —90° к южному полюсу.

Угловое расстояние по эклиптике ΥC от точки весеннего равноденствия до круга широты, проходящего через светило, или центральный угол ΥOC в плоскости эклиптики, называется *астрономической долготой* светила. Астрономические долготы обозначаются буквой λ и отсчитываются в сторону видимого годичного движения Солнца по эклиптике от 0 до 360°.

д) *Галактическая система.* Угловое расстояние по кругу галактической широты $C\sigma$ (рис. 4) от галактического экватора до светила называется *галактической широтой* светила. Галактические широты обозначаются буквой b и отсчитываются от 0 до +90° к северному полюсу и от 0 до —90° к южному полюсу Галактики.

Угловое расстояние ☊C по галактическому экватору от восходящего узла галактического экватора на небесном экваторе до круга галактической широты, проходящего через светило, называется *галактической долготой* светила. Галактические долготы обозначаются буквой l и отсчитываются от 0 до 360° в сторону, противоположную ходу часовой стрелки, если на плоскость галактического экватора смотреть со стороны северного полюса Галактики.

§ 4. Переход от одной системы координат сферической астрономии к другой

а) П е р е х о д о т э к в а т о р и а л ь н ы х к о о р д и н а т к г о р и з о н т а л ь н ы м. В основе преобразований лежит сферический треугольник (рис. 5), который называется п а р а л л а к т и ч е с к и м. Вершинами его являются: зенит Z, полюс мира P и светило σ. Сторона ZP есть дуга небесного меридиана, равная $90° - \varphi'$, где φ' — широта места наблюдения. Сторона $Z\sigma$ есть дуга вертикального круга и равна, следовательно, зенитному расстоянию z светила. Сторона $P\sigma$ есть дуга часового круга и равна полярному расстоянию светила p или $90° - \delta$. Угол $PZ\sigma = 180° - A$, угол $ZP\sigma = t$, угол $PZ = q$ и называется п а р а л л а к т и ч е с к и м у г л о м.

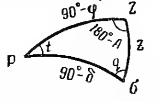


Рис. 5. Параллактический треугольник: Z — зенит; P — полюс мира; σ — светило; φ' — широта места наблюдения; δ — склонение светила; q — параллактический угол; t — часовой угол светила

Для перехода к горизонтальным координатам z и A при известных φ', δ и α для момента времени T необходимо по моменту T найти местное

звездное время $S_{зв}$ и вычислить часовой угол $t=S_{зв}-\alpha$. Затем вычисляются z и A по формулам:

$$\left.\begin{aligned} \cos z &= \sin\varphi' \sin\delta + \cos\varphi' \cos\delta \cos t; \\ \sin z \sin A &= \cos\delta \sin t; \\ \sin z \cos A &= -\cos\varphi' \sin\delta + \sin\varphi' \cos\delta \cos t \end{aligned}\right\} \quad (5)$$

или

$$\left.\begin{aligned} \operatorname{tg} M &= \frac{\operatorname{tg}\delta}{\cos t}; \\ \operatorname{tg} A &= \frac{\cos M \operatorname{tg} t}{\sin(\varphi' - M)}; \\ \operatorname{tg} z &= \operatorname{tg}(\varphi' - M) \sec A. \end{aligned}\right\}$$

Для контроля вычислений служит формула

$$\frac{\cos\delta \cos t}{\sin z \cos A} = \frac{\cos M}{\sin(\varphi' - M)}.$$

б) Переход от горизонтальных координат к экваториальным.

$$\left.\begin{aligned} \sin\delta &= \sin\varphi' \cos z - \cos\varphi' \sin z \cos A; \\ \cos\delta \sin t &= \sin z \sin A; \\ \cos\delta \cos t &= \cos z \cos\varphi' + \sin z \sin\varphi' \cos A \end{aligned}\right\} \quad (6)$$

или

$$\left.\begin{aligned} \operatorname{tg} M &= \operatorname{tg} z \cos A; \\ \operatorname{tg} t &= \frac{\sin M \operatorname{tg} A}{\cos(\varphi' - M)}; \\ \operatorname{tg}\delta &= \operatorname{tg}(\varphi' - M) \cos t. \end{aligned}\right\} \alpha = S_{зв} - t.$$

Для контроля вычислений служит формула

$$\frac{\sin z \cos A}{\cos\delta \cos t} = \frac{\sin M}{\cos(\varphi' - M)}.$$

в) Переход от экваториальных координат к эклиптическим.

В основе преобразований лежит сферический треугольник $P\sigma\Pi$ (рис. 6). Вершинами его являются: полюс мира P, полюс эклиптики Π и светило σ. Сторона ΠP равна углу ε наклона эклиптики к экватору. Сторона $P\sigma$ есть полярное

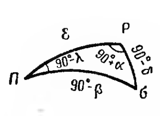


Рис. 6. Сферический треугольник: P — полюс мира; Π — полюс эклиптики; σ — светило; β — астрономическая широта; λ — астрономическая долгота светила; ε — угол наклона эклиптики к экватору

расстояние $p=90°-\delta$, сторона $\Pi\sigma=90°-\beta$, угол $P\Pi\sigma=90°-\lambda$, а угол $\Pi P\sigma=90°+\alpha$.

$$\left.\begin{aligned} \sin\beta &= \cos\varepsilon \sin\delta - \sin\varepsilon \cos\delta \sin\alpha; \\ \cos\beta \cos\lambda &= \cos\delta \cos\alpha; \\ \cos\beta \sin\lambda &= \sin\delta \sin\varepsilon + \cos\delta \cos\varepsilon \sin\alpha \end{aligned}\right\} \quad (7)$$

или

$$\left.\begin{aligned} \operatorname{tg} M &= \frac{\operatorname{tg}\delta}{\sin\alpha}; \\ \operatorname{tg}\lambda &= \frac{\cos(M-\varepsilon) \operatorname{tg}\alpha}{\cos M}; \\ \operatorname{tg}\beta &= \operatorname{tg}(M-\varepsilon) \sin\lambda. \end{aligned}\right\}$$

Формула для контроля вычислений:

$$\frac{\cos\beta \sin\lambda}{\cos\delta \sin\alpha} = \frac{\cos(M-\varepsilon)}{\cos M}.$$

г) Переход от эклиптических координат к экваториальным.

$$\left.\begin{aligned} \sin\delta &= \cos\varepsilon \sin\beta + \sin\varepsilon \cos\beta \sin\lambda; \\ \cos\delta \cos\alpha &= \cos\beta \cos\lambda; \\ \cos\delta \sin\alpha &= -\sin\beta \sin\varepsilon + \cos\beta \cos\varepsilon \sin\lambda \end{aligned}\right\} \quad (8)$$

или

$$\left.\begin{aligned} \operatorname{tg} M &= \frac{\operatorname{tg}\beta}{\sin\lambda}; \\ \operatorname{tg}\alpha &= \frac{\cos(M+\varepsilon)\operatorname{tg}\lambda}{\cos M}; \\ \operatorname{tg}\delta &= \operatorname{tg}(M+\varepsilon)\sin\alpha. \end{aligned}\right\}$$

Формула для контроля вычислений:

$$\frac{\cos\delta\sin\alpha}{\cos\beta\sin\lambda} = \frac{\cos(M+\varepsilon)}{\cos M}.$$

д) Переход от экваториальных координат к галактическим.

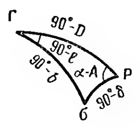


Рис. 7. Сферический треугольник:
P — полюс мира; *Г* — полюс Галактики; *D* — склонение северного полюса Галактики: σ — светило

В основе преобразований лежит сферический треугольник $P\Gamma\sigma$ (рис. 7). Вершинами его являются: северный полюс мира P, северный полюс Галактики Γ и светило σ. Сторона $P\sigma$ есть $90°-\delta$, сторона $\Gamma\sigma$ есть дополнение до 90° галактической широты светила, т. е. $90°-b$; сторона ΓP равна $90°-D$, где D — склонение северного полюса Галактики. Угол $P\Gamma\sigma = 90° - l$, угол $\Gamma P\sigma = \alpha - A$, где A — прямое восхождение северного полюса Галактики.

$$\left.\begin{aligned} \sin b &= \sin D\sin\delta + \cos D\cos\delta\cos(\alpha - A); \\ \cos b\cos l &= \cos\delta\sin(\alpha - A); \\ \cos b\sin l &= \sin\delta\cos D - \cos\delta\sin D\cos(\alpha - A) \end{aligned}\right\} \quad (9)$$

или

$$\left.\begin{aligned} \operatorname{tg} M &= \frac{\operatorname{tg}\delta}{\cos(\alpha - A)}; \\ \operatorname{tg} l &= \frac{\sin(M-D)\operatorname{ctg}(\alpha - A)}{\cos M}; \\ \operatorname{tg} b &= \operatorname{ctg}(M-D)\sin l. \end{aligned}\right\}$$

Формула для контроля вычислений:

$$\frac{\cos b\sin l}{\cos\delta\cos(\alpha - A)} = \frac{\sin(M-D)}{\cos M}.$$

Для практических расчетов более удобны следующие формулы:

$$\operatorname{tg} l = 0{,}46947\operatorname{tg}(\alpha + 80°) + 0{,}88295\operatorname{tg}\delta\sec(\alpha + 80°);$$
$$\sin b = -0{,}88295\cos\delta\sin(\alpha + 80°) + 0{,}46947\sin\delta.$$

е) Переход от галактических координат к экваториальным.

$$\left.\begin{aligned} \sin\delta &= \sin b\cos i + \cos b\sin i\sin l; \\ -\sin(\delta - \Psi)\cos\delta &= \sin\beta\cos i - \cos b\cos i\sin l; \\ \cos(\alpha - \Psi)\cos\delta &= \cos b\cos l, \end{aligned}\right\} \quad (10)$$

где Ψ — прямое восхождение восходящего узла Галактики.

§ 5. Радиоизлучение звезд и созвездий

Поток радиоизлучения $\Phi_э$ — полная энергия, излучаемая источником в единичной полосе частот, проходящая в единицу времени через единичную площадку в направлении, нормальном к этой площадке.

Яркость B — распределение интенсивности радиоизлучения по источнику.

$$B = \lim_{\Delta\omega \to 0} \frac{\Delta \Phi_э}{\Delta \omega}, \quad (11)$$

где ω — телесный угол области космического излучения, для которой определяется яркость.

Яркость радиоизлучения выражается через яркостную температуру $T_я$:

$$B = \frac{2kT_я}{\lambda^2}, \quad (12)$$

где λ — длина волны излучения; *k* — постоянная Больцмана, равная $1{,}38 \cdot 10^{-23}$ *дж/град*.

а) Радиоизлучение Галактики. Интенсивность радиоизлучения Галактики зависит от координат источника и длины волны. Наибольшее излучение исходит из центра Галактики (табл. 5), находящегося в направлении созвездия Стрельца (α=17ч50м, δ=—28°); наименьшее — из полюсов Галактики.

Таблица 5

Интенсивность радиоизлучения центра Галактики
(в единицах яркостной температуры)

Частота излучения, *Мгц*	18,3	100	160	200	480	1200	3000
Яркостная температура, °К	140000	3860	1370	447	107	27	2,6

Изофоты — кривые, соединяющие различные области неба с одинаковой яркостной температурой (рис. 8 и 9). Они дают распределение яркости космического радиоизлучения по небу на различных частотах.

б) Дискретные источники радиоизлучения. Известно около 2000 дискретных (точечных) источников радиоизлучения. Поток излучения этих источников, как и Галактики, тем больше, чем длиннее волна (табл. 6).

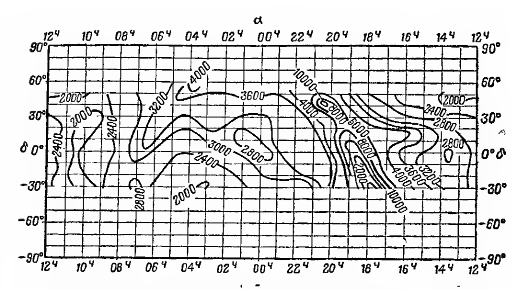


Рис. 8. Изофоты радиоизлучения Галактики на частоте 64 *Мгц* (4,68 *м*). Числа на изофотах указывают абсолютную яркостную температуру в °К

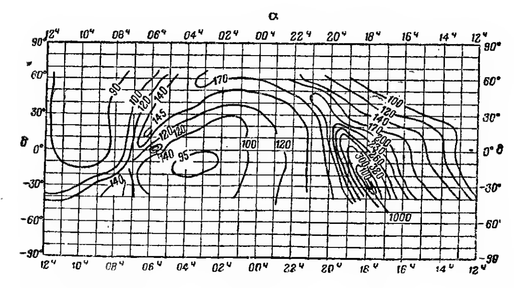


Рис. 9. Изофоты радиоизлучения Галактики на частоте 250 *Мгц* (1,2 *м*). Числа на изофотах указывают абсолютную яркостную температуру в °К

Таблица 6

Поток радиоизлучений наиболее мощных дискретных источников, наблюдаемых с территории СССР

Источник	Координаты		Поток радиоизлучения, $Ф_э \cdot 10^{24}$ *вт/(м²·гц)*						
	Прямое восхождение α	Склонение δ	λ = 3,2 *см*	λ = 10 *см*	λ = 20 *см*	λ = 50 *см*	λ = 100 *см*	λ = 300 *см*	λ = 1000 *см*
Кассиопея-А	$23^ч21^м$	+58°30′	5,9	15	25	40	60	150	600
Лебедь-А	19 57	+40 35	—	8	12	20	35	110	400
Телец	05 41	+22 04	7,3	8	10	13	16	18	18
Дева	12 28	+12 44	—	1,8	2,3	3	5	12	—
Центавр-А	13 22	−42 46	—	2,2	2,8	4,5	7	18	—
Орион-М42	5 33	− 5 37	2,7	4,5	4,5	—	—	—	—
Омега-М17	18 17	−16 00	7,5	7	8	—	—	—	—

§ 6. Единицы меры времени

Основной единицей времени являются *сутки*, т. е. промежуток времени, в течение которого Земля делает один полный оборот вокруг своей оси относительно какой-либо точки на небесной сфере. Промежуток времени между двумя последовательными одноименными кульминациями точки весеннего равноденствия для наблюдателя на одном и том же меридиане называется звездными сутками. Время от момента верхней кульминации точки весеннего равноденствия до любого другого ее положения, выраженное в долях звездных суток, называется *звездным временем* $S_{зв}$.

$$S_{зв} = t + \alpha. \qquad (13)$$

Промежуток времени между двумя последовательными одноименными кульминациями центра видимого диска Солнца (так называемого истинного Солнца) на одном и том же меридиане называется истинными солнечными сутками. Время от момента нижней кульминации

истинного Солнца (истинная полночь) до любого другого его положения, выраженное в долях истинных солнечных суток, называется *истинным солнечным временем* $m_\odot$.

$$m_\odot = t_\odot^ч + 12^ч.$$

Воображаемая точка, равномерно движущаяся по небесному экватору так, что в каждый момент T ее прямое восхождение α равно средней астрономической долготе $l_\odot$ истинного Солнца, называется средним экваториальным солнцем.

Промежуток времени между двумя последовательными одноименными кульминациями среднего экваториального солнца на одном и том же меридиане называется средними солнечными сутками.

Время от момента нижней кульминации среднего экваториального солнца (средняя полночь) до любого другого его положения, выраженное в долях средних солнечных суток, называется *средним солнечным временем* m.

$$m = t_{ср}^ч + 12^ч.$$

Разность часовых углов среднего экваториального солнца $t_{ср}$ и истинного Солнца $t_\odot$ называется *уравнением времени* $E_{вр}$.

Приближенно величина уравнения времени (с ошибкой $0^м$, 1—$0^м$, 2) вычисляется по формуле

$$E_{вр} = t_{ср} - t_\odot = 7^м{,}7 \sin(l_\odot + 78^\circ) - 9^м{,}5 \sin 2l_\odot.$$

1 средние солнечные сутки = 1,002738 звездных суток = $24^ч3^м56^с$, 5534 звездного времени;

1 звездные сутки = 0,997270 средних солнечных суток = $23^ч56^м4^с$, 0905 среднего солнечного времени;

$1^ч$ среднего солнечного времени = $1^ч00^м09^с$, 8565 звездного времени;

$1^ч$ звездного времени = $59^м50^с$,1704 среднего солнечного времени.

Звездное время $S_{зв}$, истинное солнечное $m_\odot$ и среднее солнечное время m какого-либо меридиана называется

местным звездным, местным истинным солнечным и местным средним солнечным временем этого меридиана. Местное среднее солнечное время гринвичского меридиана называется *всемирным* или *гринвичским временем* $T_{гр}$.

$$m = T_{гр} + \lambda^{ч},$$

где $\lambda^{ч}$ — географическая долгота пункта, выраженная в часовой мере и отсчитываемая со знаком плюс к востоку от Гринвича.

Поясным временем $T_{п}$ какого-либо пункта называется местное среднее солнечное время основного географического меридиана того часового пояса, в котором расположен данный пункт. С 16 июня 1930 г. декретом Правительства СССР стрелки всех часов передвинуты вперед относительно поясного времени на 1 *ч*. Такое время получило название *декретного* $T_{д}$.

$$T_{д} = T_{п} + 1^{ч}.$$

Положения Солнца, Луны и планет, вычисленные на основании теории, относятся ко времени, которое является независимой переменной дифференциальных уравнений движения тел солнечной системы. Это время считается равномерным и называется *эфемеридным* $T_{эф}$.

Система счета длительных промежутков времени называется к а л е н д а р е м. В основе современного календаря лежит т р о п и ч е с к и й г о д — промежуток времени между двумя последовательными прохождениями среднего солнца через точку весеннего равноденствия. Тропический год содержит 365.2422 средних солнечных или 366,2422 звездных суток. Продолжительность среднего гражданского года (григорианский стиль) = 365,2425 средних солнечных суток = $365^{д}5^{ч}12^{с}$.

Число средних солнечных суток, протекших между двумя датами, далеко отстоящими друг от друга, определяется при помощи юлианских дней (табл. 7). Юлианскими днями называются дни, которые непрерывно считаются от 1 января 4713 г. до н. э.

Т а б л и ц а 7

Число юлианских дней на начало месяца

Год	Месяц											
	I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X	XI	XII
1968	2439 856	887	916	947	977	*008	*038	*069	*100	*130	*161	*191
1969	2440 222	253	281	312	342	373	403	434	465	495	526	556
1970	587	618	646	677	707	738	768	799	830	860	891	921
1971	952	983	*011	*042	*072	*103	*133	*164	*195	*225	*256	*286
1972	2441 317	348	377	408	438	469	499	530	561	591	622	652
1973	683	714	742	773	803	834	864	895	926	956	987	*017
1974	2442 048	079	107	138	168	199	229	260	291	321	352	382
1975	413	444	472	503	533	564	594	625	656	686	717	747
1976	778	809	838	869	899	930	960	991	*022	*052	*083	*113
1977	2443 144	175	203	234	264	295	325	356	387	417	448	478
1978	509	540	568	599	629	660	690	721	752	782	813	843
1979	2443 874	905	933	964	994	*025	*055	*086	*117	*147	*178	*208

* Первые четыре цифры в этом случае брать на 1 января следующей строкн. Напрнмер, 1 января 1972 г. = 2441317 юлианских дней; 1 октября 1971 г. = 2441225 ютианских дней.

Глава 3

СОЛНЕЧНАЯ СИСТЕМА

§ 1. Элементы орбит больших планет

Солнечная система — система небесных тел, состоящая из Солнца и обращающихся вокруг него под действием силы тяготения девяти больших планет со спутниками, десятков тысяч малых планет, комет и множества мелких метеоритных тел.

Все большие и малые планеты движутся вокруг Солнца в одном направлении — против хода часовой стрелки (для наблюдателя, смотрящего со стороны северного полюса эклиптики). Орбиты больших планет по форме близки к окружности и мало наклонены друг к другу. Наибольшие эксцентриситеты и наклоны имеют орбиты крайних боль-

ших планет — Меркурия и Плутона. Почти все большие планеты, а также Солнце и Луна вращаются вокруг своих осей в том же направлении, в котором планеты движутся вокруг Солнца. Исключение составляют Венера и Уран. У последнего наклон плоскости экватора к плоскости орбиты равен 98°, в результате чего его вращение формально считается обратным.

Расстояния планет от Солнца образуют закономерную последовательность: промежутки между орбитами увеличиваются с удалением от Солнца (правило Тициуса—Боде):

$$r_n = 0{,}075 \cdot 2^n + 0{,}4,$$

где r_n — удаление n-ой планеты от Солнца, а. е.*; n — порядковый номер планеты от Солнца.

Расчетные значения r_n близки к истинным (табл. 8).

Таблица 8

Удаление планет от Солнца

Планета	Порядковый номер	Удаление от солнца, а. е.		Планета	Порядковый номер	Удаление от солнца, а. е.	
		вычисленное	истинное			вычисленное	истинное
Меркурий	1	0,55	0,40	Кольцо астероидов	5	2,8	—
Венера	2	0,70	0,70	Юпитер	6	5,2	5,2
Земля	3	1,00	1,00	Сатурн	7	10,0	9,5
Марс	4	1,60	1,50	Уран	8	19,6	19,2

Притяжение звезд не влияет заметным образом на орбиты планет, так как радиус солнечной системы примерно в 7000 раз меньше расстояния до ближайшей звезды. Гравитационное взаимодействие планет порождает лишь небольшие возмущения их эллиптического движения, главная

* Астрономическая единица (а. е.)=1,4960 · 10^8 *км*.

часть которых имеет периодический характер и вызывает изменение орбит в небольших пределах. В табл. 9 даны значения некоторых элементов планетных орбит.

Таблица 9

Элементы планетных орбит

Планета	Среднее расстояние от Солнца (большая полуось орбиты)		Эксцентриситет орбиты	Наклон плоскости орбиты к эклиптике	Сидерический период обращения планеты вокруг Солнца, годы	Средняя скорость движения планеты по орбите, *км/сек*
	а. е.	млн. *км*				
Меркурий	0,3871	57,9	0,2056	7°00′14″	0,241	47,84
Венера	0,7233	108,1	0,0068	3 23 39	0,615	35,01
Земля	1,0000	149,6	0,0167	0 00 00	1,000	29,76
Марс	1,5237	227,8	0,0934	1 51 00	1,881	24,11
Юпитер	5,2028	777,8	0,0484	1 18 20	11,862	13,05
Сатурн	9,5388	1426,1	0,0557	2 29 24	29,458	9,64
Уран	19,1910	2869,1	0,0472	0 46 23	84,015	6,78
Нептун	30,0707	4495,6	0,0086	1 46 26	164,788	5,47
Плутон	39,5560	5947,0	0,2530	17 08 38	247,697	4,74

§ 2. Краткая характеристика Солнца, больших планет и Луны

Солнце — газообразное раскаленное небесное тело шарообразной формы, ближайшая к Земле звезда. В Солнце сосредоточено 99,866% массы солнечной системы. Угловой диаметр Солнца на среднем расстоянии от Земли равен 31′59″,3; линейный — 1 391 000 *км*. Масса Солнца составляет 1,985 · 10^{33} *г*, средняя плотность — 1,41 *г/см*³. Расстояние от Солнца до Земли в течение года изменяется от 147 млн. *км* до 152 млн. *км* и в среднем равно 149,60 млн. *км*. Ускорение силы тяжести на поверхности Солнца равно 274 *м/сек*². Для земного наблюдателя видимая звездная величина Солнца составляет —26,72, а фотографическая звездная величина —25,93. Абсолютная звездная величина Солнца равна +4,85. Вращение Солнца совершается в плоскости, наклоненной на 7°15′ к плоско-

сти земной орбиты. На экваторе период обращения Солнца составляет 25,38 средних солнечных суток, а для полярных областей — около 35 суток.

Фотосферой называется нижний слой солнечной атмосферы, из которого исходит почти все видимое излучение Солнца, дающее непрерывный спектр. Ее толщина 100—300 *км*. На внешней границе фотосферы давление в сотни раз меньше 1 *атм*, плотность составляет $2 \cdot 10^{-9}$ *г/см*^{3}, а температура достигает 5700° К. В отдельных местах фотосферы (чаще всего в зоне от 5 до 25° гелиографической широты) временами наблюдаются пятна размерами до 200 000 *км* и более. Среднее число наблюдаемых в году пятен и средняя площадь, занимаемая ими, изменяются с периодом около 11 лет (этот период колеблется от 7,5 до 16 лет). Яркость пятен составляет 0,2—0,5 яркости фотосферы. Температура пятен около 4500° К и ниже. Все солнечные пятна обладают магнитным полем, напряженность которого тем больше, чем больше площадь пятна, и достигает значений от 100 до 4500 *э*.

В обращающем слое, располагающемся над фотосферой до высот около 300 *км*, происходит поглощение непрерывного излучения фотосферы на отдельных частотах атомами химических элементов. Это приводит к образованию так называемых фраунгоферовых линий поглощения в спектре Солнца (известно свыше 20 тысяч таких линий).

Хромосфера Солнца простирается над обращающим слоем до высоты 14 000 *км*. В хромосфере обнаружены хромосферные протуберанцы, угловые размеры которых составляют около 3″×10″. Развитие таких выбросов протекает в течение 4—5 *мин*. Во время так называемых хромосферных вспышек резко усиливается ультрафиолетовое излучение Солнца в области вспышки, что приводит к возмущениям ионосферы и магнитного поля Земли и нарушению радиосвязи на коротких волнах.

Самые внешние слои атмосферы Солнца, простирающиеся на высоту нескольких радиусов Солнца, называются солнечной короной. Солнечная корона создает освещенность, примерно в 10^6 раз меньшую, чем само Солнце. На непрерывный спектр излучения внутренней короны накладывается спектр излучения корональных линий (наиболее яркие: 3388Å, 5303Å, 6375Å, 10798Å). Кинетическая температура короны около 10^6 градусов. Поэтому корона

является значительно более мощным источником ультрафиолетового излучения, чем само Солнце.

На краю диска Солнца наблюдаются протуберанцы — образования из светящихся газов. Средняя высота протуберанцев 30 000—50 000 *км*, температура — 5000—10 000°.

Планеты (от греч. πλάνητες ἀστέρες — блуждающие звезды) делятся на две группы, отличающиеся друг от друга по массе, химическому составу, скорости вращения и количеству спутников. Первая группа планет (Земля, Венера, Марс и Луна) имеет одинаковый химический состав. Меркурий состоит из более плотного вещества. У второй группы планет-гигантов (Юпитера, Сатурна, Урана и Нептуна) значительную часть массы составляет водород и его соединения с углеродом — метан (CH_4) и с азотом — аммиак (NH_3). При увеличении расстояния от поверхности в глубь планеты газообразное состояние постепенно переходит к жидкому конденсированному состоянию (на глубине в несколько сот километров от поверхности).

Некоторые сведения о планетах и их спутниках приведены в табл. 10, 11 и 12.

В табл. 10 под скоростью убегания (или критической скоростью) понимается скорость, при которой движущееся у поверхности планеты тело (например, ракета, спутник или молекулы атмосферы) совсем покидает планету, удаляясь по параболической траектории (так называемая вторая космическая скорость).

В табл. 11: T_1° — температура абсолютно черной пластины, перпендикулярной к солнечным лучам, излучающей только с освещенной стороны и находящейся на среднем удалении от Солнца; T_2° — температура черной шарообразной планеты, у которой тепло равномерно распределено по всей поверхности; радиометрическая температура — температура поверхности планеты, полученная радиометрическими методами.

Большинство *спутников* (20 из 31) обращается вокруг планеты в том же направлении, в котором обращаются все планеты вокруг Солнца (против хода часовой стрелки, если смотреть с северного полюса эклиптики). Почти все спутники лишены атмосферы. Лишь на поверхности Титана обнаружен газообразный метан.

Таблица 10

Геометрические и механические характеристики планет

Планета	Диаметр (экваториальный), км	Диаметр (экваториальный), диаметр Земли = 1	Угловой диаметр (экваториальный)	Сжатие планеты	Объем планеты, объем Земли = 1	Масса планеты, масса Земли = 1	Средняя плотность планеты, г/см³	Средняя плотность планеты, средняя плотность Земли = 1	Ускорение силы тяжести на поверхности планеты, м/сек²	Скорость убегания, км/сек	Гравитационный параметр, км³/сек²	Круговая скорость, км/сек
Меркурий	4 840	0,38	4″,7—12″,9	0	0,055	0,054	5,48	0,99	3,46	4,17	$2,165 \cdot 10^4$	2,94
Венера	12 400	0,97	9,9—65,2	0	0,92	0,81	4,86	0,88	8,43	10,78	$3,242 \cdot 10^5$	7,23
Земля	12 756	1,00	—	1 : 298,3	1,00	1,00	5,52	1,00	9,81	11,19	$3,986 \cdot 10^5$	7,91
Марс	6 780	0,53	3,5—25,5	1 : 192	0,15	0,107	3,92	0,71	4,02	5,09	$4,291 \cdot 10^4$	3,60
Юпитер	143 640	11,26	30,5—50,1	1 : 16	1344,8	318,35	1,31	0,24	27,67	60,19	$1,265 \cdot 10^8$	42,55
Сатурн	120 500	9,4	14,7—20,7	1 : 10	766,6	95,3	0,68	0,12	12,74	36,28	$3,788 \cdot 10^7$	25,66
Уран	53 400	4,2	3,4—4,3	1 : 18	73,5	14,58	1,09	0,20	9,58	21,32	$5,794 \cdot 10^6$	15,07
Нептун	49 600	3,9	2,2—2,4	1 : 40	59,2	17,26	1,61	0,29	11,22	23,43	$6,860 \cdot 10^6$	16,57
Плутон	13 000	<1	0,19—0,24	?	<1	0,83	>5,0?	>0,9?	3,94	10,51	$3,312 \cdot 10^5$	7,43
Луна	3 476	0,272	29′24″—33′40″	1 : 2500	0,020	0,012	3,33	0,60	1,62	2,33	$4,890 \cdot 10^3$	1,68

Таблица 11

Физические характеристики планет

Астрономический знак	Планета	Период вращения вокруг оси	Наклон плоскости экватора к плоскости орбиты	Солнечная постоянная, кал/(см²·мин)	Солнечная постоянная, солнечная постоянная для Земли = 1	Освещенность от Солнца, фот (лм/м²)	Блеск планеты в среднем противостоянии (звездная величина)	Сферическое альбедо	Температура, °C, равновесная T_1	Температура, °C, равновесная T_2	Температура, °C, радиометрическая (для наиболее теплой зоны)
☿	Меркурий	88 суток	0°	12,7	6,7	90,1	+0,16*	0,07	+358	+172	+400
♀	Венера	?	?	3,6	1,9	25,8	−4,07*	0,59	+191	+54	+57
♁	Земля	23 *ч* 56 *мин* 4,09 *сек*	23°,5	1,9	1,0	13,5	−3,5**	0,29	+119	+4	—
♂	Марс	24 *ч* 37 *мин* 22,58 *сек*	25°,2	0,82	1/23	5,8	−1,85	0,15	+43	−51	+15
♃	Юпитер	I — 9 *ч* 50 *мин*	3°,1	0,070	1/27	0,50	−2,23	0,44	−100	−151	−140
		II — 9 *ч* 55 *мин*	—	—	—	—	—	—	—	—	—
♄	Сатурн	I — 10 *ч* 44 *мин*	26°,7	0,021	1/91	0,15	+0,89	0,42	−145	−183	−150
		II — 10 *ч* 38 *мин*	—	—	—	—	—	—	—	—	—
⛢ или ♅	Уран	10,7 *ч*	98°	0,0052	1/368	0,037	+5,74	0,45	−184	−210	−200
♆ или ♆	Нептун	15 *ч* (?)	29°	0,0021	1/904	0,015	+7,65	0,52	−201	−222	?
R или PL	Плутон	?	?	0,0012	1/1570	0,088	+14,7	0,14	−211	−229	?

I — на экваторе;
II — на средних широтах.

* В элонгации.
** Видимый с Солнца.

Таблица 12

Геометрические характеристики спутников планет

Планета	Спутник	Среднее расстояние от планеты, тыс. *км*	Сидерический период обращения	Эксцентриситет орбиты	Наклон плоскости орбиты спутника к плоскости орбиты планеты	Диаметр спутника, *км*	Масса, *г*
Земля	Луна	384,4	27д07ч43м	0,0549	5°09′	3476	$7,3 \cdot 10^{25}$
Марс	I Фобос	9,4	0 07 39	0,0170	25 11	15	—
	II Деймос	23,5	1 06 18	0,0031	24 16	8	—
Юпитер	V Амальтея	181	0 11 57	0,0028	3 07	160	—
	I Ио	421	1 18 28	0,0000	3 07	3700	$8,6 \cdot 10^{25}$
	II Европа	671	3 13 14	0,0003	3 06	3000	$4,8 \cdot 10^{25}$
	III Ганимед	1070	7 3 43	0,0015	3 02	5150	$15,2 \cdot 10^{25}$
	IV Каллисто	1882	16 16 32	0,0075	2 43	5180	$8,6 \cdot 10^{25}$
	VI	11450	250 13 35	0,1580	28 26	160	—
	VII	11740	259 15 40	0,2072	27 45	60	—
	X	11750	260	0,132	28	30	—
	* XII	21000	620	0,13	148 ?	30 ?	—
	* XI	22250	692	0,207	163	30	—
	* VIII	23500	737	0,38	148	60	—
	* IX	23800	758	0,26	156	30	—

* Движение обратное.

Продолжение

Планета	Спутник	Среднее расстояние от планеты, тыс. *км*	Сидерический период обращения	Эксцентриситет орбиты	Наклон плоскости орбиты спутника к плоскости орбиты планеты	Диаметр спутника, *км*	Масса, *г*
Сатурн	I Мимас	186	0д22ч37м	0,0201	26°44′	650	$3,5 \cdot 10^{22}$
	II Энцелад	238	1 08 53	0,0044	26 44	800	$1,4 \cdot 10^{23}$
	III Тефия	295	1 21 18	0,0000	26 44	1300	$6,2 \cdot 10^{23}$
	IV Диона	377	2 17 41	0,0022	26 44	1100	$1,1 \cdot 10^{24}$
	V Рея	527	4 12 25	0,0010	26 42	1750	$2,3 \cdot 10^{24}$
	VI Титан	1220	15 22 41	0,0290	26 07	4400	$1,4 \cdot 10^{26}$
	VII Гиперион	1480	21 06 38	0,104	26 00	500	$1,1 \cdot 10^{23}$
	VIII Япет	3560	79 07 55	0,028	16 18	1700	$5,7 \cdot 10^{24}$
	* IX Феба	12960	550 12 00	0,166	174 42	320	—
Уран	* V Миранда	120	1 08 00	—	—	—	—
	* I Ариель	192	2 12 29	0,007	97 59	950	—
	* II Умбриель	267	4 03 28	0,008	97 59	700	—
	* III Титания	438	8 16 56	0,0023	97 59	1700	—
	* IV Оберон	586	13 11 07	0,0010	97 59	1500	—
Нептун	* I Тритон	354	5 21 03	0,000	139 49	5000	$1,4 \cdot 10^{26}$
	II Нереида	5570	359 06 00	0,76	6 31	300	—

* Движение обратное.

§ 3. Малые планеты (астероиды)

Астероиды, или планетоиды, — малые планеты, обращающиеся вокруг Солнца главным образом между орбитами Марса и Юпитера. Период обращения вокруг Солнца для большинства астероидов составляет 5—6 лет. Средний наклон орбит астероидов к плоскости эклиптики равен 9°,7. Поэтому большинство астероидов движется на фоне звездного неба в поясе Зодиака в том же направлении, что и большие планеты. Больше всего малых планет на расстоянии около 2,5 а. е. от Солнца.

Всего открыто более 6000 астероидов, но занумерованы и внесены в каталог лишь те, для которых вычислены орбиты (табл. 13). Некоторые из астероидов в перигелии подходят весьма близко к орбите Венеры (например, Гермес) и даже попадают внутрь орбиты Меркурия (астероид Икар подходит к Солнцу на расстояние в 0,19 а. е.). Существуют астероиды, приближающиеся к Земле на сравнительно небольшие расстояния (например, Амур приближается на 15 млн. *км*, Аполлон — на 3 млн. *км*, Адонис — на 1,5 млн. *км*, Гермес — на 0,5 млн. *км*). Число крупных астероидов значительно меньше чем небольших (табл. 14).

Таблица 13

Характеристики астероидов

№ астероида	Название	Год открытия	Диаметр, *км*	Звездная величина в противостоянии	Большая полуось орбиты, а. е.	Период обращения, лет	Эксцентриситет	Наклонение орбиты
1	Церера	1801	770	7,4	2,767	4,60	0,0802	10°,60
2	Паллада	1802	490	8,0	2,770	4,61	0,2394	34,82
3	Юнона	1804	190	8,7	2,670	4,36	0,2574	13,02
4	Веста	1807	380	6,5	2,361	3,63	0,0889	7,14
5	Астрея	1845	80	9,9	2,577	4,13	0,1862	5,33
6	Геба	1847	112	7,0	2,42	3,77	0,2019	11,65
7	Ирида	1847	125	6,7	2,386	3,69	0,2309	5,47
8	Флора	1847	90	7,8	2,201	3,27	0,1567	5,88
9	Метида	1848	125	8,1	2,387	3,69	0,1233	5,60
12	Виктория	1850	60	8,1	2,334	3,57	0,2190	8,38
15	Эвномия	1851	?	7,4	2,644	4,30	0,1870	11,76
18	Мельпомена	1852	95	7,7	2,296	3,48	0,2176	10,15
20	Массалия	1852	106	8,2	2,409	3,74	0,1426	0,68
192	Навзикая	1879	75	7,5	2,403	3,72	0,2445	6,87
324	Бамберга	1892	95	7,3	2,68	4,39	0,3346	11,30
387	Аквитания	1894	107	8,2	2,74	4,53	0,2383	17,97
433	Эрос	1898	25	7,2	1,458	1,76	0,2230	10,83
719	Альберт	1911	4	12,0	2,58	4,16	0,54	10,82
852	Владилена	1920	?	12,7	2,362	3,63	0,274	23,0
944	Гидальго	1920	35	11,0	5,71	13,70	0,65	43,06
1036	Ганимед	1924	?	12,5	2,665	4,35	0,54	26,2
1221	Амур	1932	2,5	16,0	1,973	2,67	0,45	—
—	Аполлон	1932	2	17,0	1,486	1,81	0,566	6,4
—	Адонис	1936	1	19,0	1,969	1,97	0,78	1,5
—	Гермес	1937	1,6	18,0	1,290	1,47	0,474	4,7
1566	Икар	1949	1,5	12,5*	1,078	1,12	0,827	23,0

* На ближайшем расстоянии от Земли.

Таблица 14

Изменение числа астероидов в зависимости от их диаметра

Диаметр, *км*	Число астероидов	Диаметр, *км*	Число астероидов	Диаметр, *км*	Число астероидов
1—40	668*	81—120	210	200—240	18
		121—160	85		
41—80	539	161—200	30	241 и более	15

* По расчетам С. В. Орлова, число астероидов диаметром до 1 *км* должно составлять $250 \cdot 10^6$.

Звездная величина всех астероидов больше 6, поэтому они не видны невооруженным глазом. Астероидов ярче 9-й абсолютной звездной величины насчитывается 530. Яркость многих астероидов непостоянна, что объясняется их неправильной формой и вращением вокруг центра масс (например, для астероида Эроса, имеющего длину 22 *км* и толщину 6 *км*, период вращения вокруг центра масс составляет 5 *час* 17 *мин*).

§ 4. Кометы

В солнечную систему входит около 10^{11} комет. Ежегодно наблюдается до десятка комет, из них 6—7 новых. В зависимости от периода обращения вокруг Солнца кометы делятся на две группы (табл. 15).

Таблица 15

Основные характеристики движения комет

Кометы	Период (средний), лет	Эксцентриситет	Наклонение орбиты относительно эклиптики	Направление движения	Подгруппа
Группы I (короткопериодические)	7	0,2—0,9	Небольшое	Обычно прямое	Семейство Юпитера
Группы II (долгопериодические)	10^6	0,99999	Любое	Произвольное	—

Около 45 комет группы I движутся в том же направлении, что и планеты, а их афелии лежат вблизи орбиты Юпитера. Они образуют семейство юпитеровых, происхождение которого может быть объяснено резкими изменениями орбит долгопериодических комет при прохождении вблизи Юпитера. В перигелии некоторые кометы приближаются к Солнцу на расстояние 500 000 *км* и движутся со скоростью около 500 *км/сек*. В афелии их расстояние от Солнца может достигать 200 000 а. е., или $3 \cdot 10^{13}$ *км*, при этом скорость комет уменьшится до 1 *км/сек*.

Комета обладает твердым ядром, окруженным массой газа — комой, которая состоит из молекул и атомов, выделяющихся из ядра и образующих внешнюю оболочку, а также (под давлением солнечного ветра) хвост кометы. Ядро средней кометы представляет собой шар радиусом до 1 *км*, содержащей около $4 \cdot 10^{15}$ *г* вещества (либо в виде глыб метеорного вещества, либо в виде кусков льда из воды, аммиака, метана и т. п. с вмерзшими в них частицами метеорного вещества). Общая масса кометы достигает 10^{17} *г*, что примерно в 60 миллиардов раз меньше массы Земли. В среднем комета за одно прохождение через перигелий теряет путем испарения около 1/200 своей массы.

Ежегодно около пяти комет проникают в сферу радиусом 1 а. е. вокруг Солнца и, следовательно, имеют возможность столкнуться с Землей. Однако такое событие может произойти лишь 1 раз в 200 млн. лет. Зато известны многочисленные случаи столкновения Земли с частицами, образующими внешнюю оболочку кометы. Столкновения такого рода порождают метеорные потоки.

Распад кометы есть процесс постепенный. Метеорный поток и его родительская комета могут существовать в течение долгого времени. В конечном итоге комета полностью разрушается и на ее орбите остается только метеорный поток (например, Лириды, Персеиды, Леониды, Биэлиды и др.). Возмущение орбит метеоров планетами постепенно рассеивает метеорный поток и в итоге появляются спорадические метеоры.

§ 5. Метеоры

Метеоры делятся на два класса:

— метеорные потоки (рои);

— спорадические метеоры, не принадлежащие к метеорным потокам.

Орбиты и параметры движения некоторых метеорных роев солнечной системы известны. Встреча с ними может прогнозироваться. Со спорадическими метеорами встречи случайны.

Метеорное вещество в космическом пространстве представляет собой множество твердых тел от нескольких десятков километров до нескольких десятых долей микрона в поперечнике.

Максимальная скорость метеора на его почти параболической орбите на расстоянии в 1 а. е. от Солнца составляет 42 *км/сек*. Если движение метеора обратное, он летит навстречу Земле (орбитальная скорость которой 30 *км/сек*) с относительной скоростью 72 *км/сек*. Метеор, имеющий прямое движение, догоняет Землю с относительной скоростью 12 *км/сек*. При таких скоростях входа в атмосферу Земли в большинстве случаев метеоры полностью распыляются, прежде чем они достигнут ее поверхности.

Метеоры, которые падают на Землю, называют **метеоритами**. Ежедневно Земля притягивает сотни миллионов метеорных тел. Их число увеличивается в несколько раз в периоды встреч Земли с **метеорными потоками**. Всего на Землю в среднем за сутки выпадает несколько тысяч тонн метеорного вещества.

По составу метеорные тела бывают каменные и железные. Последние состоят в основном из железа, никеля и сернистого железа. Каменные метеориты по структуре похожи на горные породы Земли. Плотность каменных метеоритов составляет 0,5—3 *г/см*³, железных 0,5—7,8 *г/см*³. Число метеоритных тел тем больше, чем меньше их массы m (примерно обратно пропорционально m^2).

Земля окружена пылевым облаком. Среднее число N ударов в секунду на 1 $м^2$ поверхности Земли возрастает с уменьшением размеров спорадических метеоритов (табл. 16).

Таблица 16

Изменение числа ударов в зависимости от массы метеоритов

Масса метеора, *г*	10^2	10^1	10^0	10^{-1}	10^{-2}	10^{-3}	10^{-4}
Среднее количество ударов N, $м^{-2} \cdot сек^{-1}$	10^{-17}	10^{-16}	$3 \cdot 10^{-15}$	10^{-13}	10^{-12}	10^{-11}	$8 \cdot 10^{-10}$

Масса метеора, *г*	10^{-5}	10^{-6}	10^{-7}	10^{-8}	10^{-9}	10^{-10}	10^{-11}
Среднее количество ударов N, $м^{-2} \cdot сек^{-1}$	$3 \cdot 10^{-8}$	$5 \cdot 10^{-7}$	10^{-5}	$7 \cdot 10^{-4}$	$4 \cdot 10^{-2}$	2	3

В метеорных потоках имеются отдельные уплотнения. На осевой линии потоков находятся более крупные метеоритные тела. Для отдельных потоков пространственная плотность частиц с $m \sim 10^{-9} - 10^{-7}$ *г* превосходит пространственную плотность спорадических частиц примерно в 10—100 раз.

В межпланетном пространстве существует множество метеорных потоков, неизвестных на Земле. Предсказать их не представляется возможным. Один из них встретила межпланетная станция «Марс-1» на удалении от Земли

в 28—45 млн. *км* (1963 г.). Космический корабль «Маринер-4» также зарегистрировал повышенную плотность метеорных частиц (1965 г).

Частицы, плотность которых соответствует плотности каменных или железных метеоритов, при скоростях 50—70 *км/сек*, способны пробивать металлическую оболочку, толщина которой в 8—20 раз больше диаметра частиц (см. часть III, гл. 4, § 1).

РАЗДЕЛ II

ОСНОВНЫЕ АСТРОФИЗИЧЕСКИЕ СВЕДЕНИЯ

Глава 4

СОЛНЦЕ

§ 1. Лучистая энергия Солнца. Световое давление

Сила света Солнца составляет около $3\cdot10^{27}$ *св*. Количество тепла, приносимого солнечными лучами за 1 *мин* на площадку в 1 *см*², поставленную вне земной атмосферы на расстоянии 1 а. е. от Солнца перпендикулярно к падающим лучам (*солнечная постоянная*), примерно равно 1,88 *кал*/(*см*²·*мин*). Величина спектральной солнечной постоянной H_λ (энергия, падающая на единицу площади, перпендикулярной к солнечным лучам) зависит от длины волн (табл. 17). Величина p_λ, приведенная в табл. 17, вычисляется по формуле

$$p_\lambda = \frac{\int\limits_0^\lambda H_\lambda d\lambda}{\int\limits_0^\infty H_\lambda d\lambda}\cdot 100\%.$$

В области коротких волн излучение Солнца простирается до нескольких ангстрем (во время вспышек примерно до 0,1 Å).

Таблица 17

Величины спектральной солнечной постоянной для Земли

Длина волны, *мк*	Спектральная солнечная постоянная		Длина волны, *мк*	Спектральная солнечная постоянная		Длина волны, *мк*	Спектральная солнечная постоянная	
	вт/(*см*²·*мк*)	p_λ, %		*вт*/(*см*²·*мк*)	p_λ, %		*вт*/(*см*²·*мк*)	p_λ, %
0,220	0,003	0,02	0,370	0,133	6,36	0,525	0,192	26,9
0,225	0,004	0,03	0,375	0,132	6,84	0,530	0,195	27,6
0,230	0,005	0,05	0,380	0,123	7,29	0,535	0,197	28,3
0,235	0,005	0,07	0,385	0,115	7,72	0,540	0,198	29,0
0,240	0,006	0,09	0,390	0,112	8,13	0,545	0,198	29,8
0,245	0,006	0,11	0,395	0,120	8,54	0,550	0,195	30,5
0,250	0,006	0,13	0,400	0,154	9,03	0,555	0,192	31,2
0,255	0,010	0,16	0,405	0,188	9,65	0,560	0,190	31,8
0,260	0,013	0,20	0,410	0,194	10,3	0,565	0,189	32,5
0,265	0,020	0,27	0,415	0,192	11,7	0,570	0,187	33,2
0,270	0,025	0,34	0,425	0,189	12,4	0,575	0,187	33,9
0,275	0,022	0,43	0,430	0,178	13,0	0,580	0,187	34,5
0,280	0,024	0,51	0,435	0,182	13,7	0,585	0,185	35,2
0,285	0,034	0,62	0,440	0,203	14,4	0,590	0,184	35,9
0,290	0,042	0,77	0,445	0,215	15,1	0,595	0,183	36,5
0,295	0,063	0,98	0,450	0,220	15,9	0,600	0,181	37,2
0,300	0,061	1,23	0,455	0,219	16,7	0,610	0,177	38,4
0,305	0,067	1,43	0,460	0,216	17,5	0,620	0,174	39,7
0,310	0,076	1,69	0,465	0,215	18,2	0,630	0,170	40,9
0,315	0,082	1,97	0,470	0,217	19,0	0,640	0,166	42,1
0,320	0,085	2,26	0,475	0,220	19,8	0,650	0,162	43,3
0,325	0,102	2,60	0,480	0,216	20,6	0,660	0,159	44,5
0,330	0,115	3,02	0,485	0,203	21,3	0,670	0,155	45,6
0,335	0,111	3,40	0,490	0,199	22,0	0,680	0,151	46,7
0,340	0,111	3,80	0,495	0,204	22,8	0,690	0,148	47,8
0,345	0,117	4,21	0,500	0,198	23,5	0,700	0,144	48,8
0,350	0,118	4,63	0,505	0,197	24,2	0,710	0,141	49,8
0,355	0,116	5,04	0,510	0,196	24,9	0,720	0,137	50,8
0,360	0,116	5,47	0,515	0,189	25,6	0,730	0,134	51,8
0,365	0,129	5,89	0,520	0,187	26,3	0,740	0,130	52,7

Продолжение

Длина волны, *мк*	Спектральная солнечная постоянная *вт/(см²·мк)*	%	Длина волны, *мк*	Спектральная солнечная постоянная *вт/(см²·мк)*	%	Длина волны, *мк*	Спектральная солнечная постоянная *вт/(см²·мк)*	%
0,750	0,127	53,7	2,1	0,00917	94,58	3,7	0,00125	98,83
0,800	0,1127	57,9	2,2	0,00785	95,20	3,8	0,00114	98,91
0,85	0,1003	61,7	2,3	0,00676	95,71	3,9	0,00103	98,99
0,90	0,0895	65,1	2,4	0,00585	96,18	4,0	0,00095	99,05
0,95	0,0803	68,1	2,5	0,00509	96,57	4,1	0,00087	99,13
1,0	0,0725	70,9	2,6	0,00445	96,90	4,2	0,00080	99,18
1,1	0,0606	75,7	2,7	0,00390	97,21	4,3	0,00073	99,23
1,2	0,0501	79,6	2,8	0,00343	97,47	4,4	0,00067	99,29
1,3	0,0406	82,9	2,9	0,00303	97,72	4,5	0,00061	99,33
1,4	0,0328	85,5	3,0	0,00268	97,90	4,6	0,00056	99,38
1,5	0,0267	87,6	3,1	0,00230	98,08	4,7	0,00051	99,41
1,6	0,0220	89,4	3,2	0,00214	98,24	4,8	0,00048	99,45
1,7	0,0182	90,83	3,3	0,00191	98,39	4,9	0,00044	99,48
1,8	0,0152	92,03	3,4	0,00171	98,52	5,0	0,00042	99,51
1,9	0,01274	93,02	3,5	0,00153	98,63	6,0	0,00021	99,74
2,0	0,01079	93,87	3,6	0,00139	98,74	7,0	0,00012	99,86

Данные о потоке солнечной энергии $\Phi_\odot$ в коротковолновой области спектра за пределами земной атмосферы на расстоянии 1 а. е. от Солнца приведены в табл. 18.

$$\Phi_\odot = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} H_\lambda d\lambda.$$

Солнечные лучи создают световое давление, величина которого прямо пропорциональна отражательной способности поверхности тела и обратно пропорциональна квадрату расстояния его от Солнца.

Таблица 18

Поток солнечной энергии в диапазоне ультрафиолетовых волн*

Диапазон волн, Å	Поток энергии, *вт/см²*	Диапазон волн, Å	Поток энергии, *вт/см²*	Диапазон волн, Å	Поток энергии, *вт/см²*
10	$5,0\cdot10^{-11}$	750—800	$8,0\cdot10^{-9}$	1875—1925	$4,1\cdot10^{-6}$
10—20	$3,0\cdot10^{-10}$	800—850	$1,0\cdot10^{-8}$	1925—1975	$5,5\cdot10^{-6}$
20—30	$5,0\cdot10^{-10}$	850—900	$1,6\cdot10^{-8}$	1975—2025	$7,0\cdot10^{-6}$
30—40	$8,0\cdot10^{-9}$	900—950	$1,1\cdot10^{-8}$	2025—2075	$9,0\cdot10^{-6}$
40—60	$1,3\cdot10^{-8}$	950—1000	$1,3\cdot10^{-8}$	2075—2125	$1,4\cdot10^{-5}$
60—80	$1,4\cdot10^{-8}$	1000—1050	$1,7\cdot10^{-8}$	2125—2175	$2,4\cdot10^{-5}$
80—100	$1,5\cdot10^{-8}$	1050—1100	$9,0\cdot10^{-9}$	2175—2225	$3,1\cdot10^{-5}$
100—120	$7,0\cdot10^{-9}$	1100—1150	$1,0\cdot10^{-8}$	2225—2275	$3,5\cdot10^{-5}$
120—140	$6,0\cdot10^{-9}$	1150—1200	$1,9\cdot10^{-8}$	2275—2325	$3,6\cdot10^{-5}$
140—160	$7,0\cdot10^{-9}$	1200—1225	$4,6\cdot10^{-7}$	2325—2375	$3,2\cdot10^{-5}$
160—180	$3,9\cdot10^{-8}$	1225—1275	$3,7\cdot10^{-8}$	2375—2425	$3,4\cdot10^{-5}$
180—200	$3,6\cdot10^{-8}$	1275—1325	$1,8\cdot10^{-8}$	2425—2475	$3,9\cdot10^{-5}$
200—250	$2,3\cdot10^{-8}$	1325—1375	$2,6\cdot10^{-8}$	2475—2525	$3,8\cdot10^{-5}$
250—300	$1,9\cdot10^{-8}$	1375—1425	$2,6\cdot10^{-8}$	2525—2575	$5,6\cdot10^{-5}$
300—350	$4,1\cdot10^{-8}$	1425—1475	$5,0\cdot10^{-8}$	2575—2625	$7,0\cdot10^{-5}$
350—400	$1,3\cdot10^{-8}$	1475—1525	$9,6\cdot10^{-8}$	2625—2675	$1,0\cdot10^{-4}$
400—450	$6,0\cdot10^{-9}$	1525—1575	$1,7\cdot10^{-7}$	2675—2725	$1,2\cdot10^{-4}$
450—500	$8,0\cdot10^{-9}$	1575—1625	$3,2\cdot10^{-7}$	2725—2775	$1,1\cdot10^{-4}$
500—550	$7,0\cdot10^{-9}$	1625—1675	$5,0\cdot10^{-7}$	2775—2825	$1,2\cdot10^{-4}$
550—600	$1,0\cdot10^{-8}$	1675—1725	$8,2\cdot10^{-7}$	2825—2875	$1,7\cdot10^{-4}$
600—650	$1,1\cdot10^{-8}$	1725—1775	$1,2\cdot10^{-6}$	2875—2925	$2,6\cdot10^{-4}$
650—700	$3,0\cdot10^{-9}$	1775—1825	$1,9\cdot10^{-6}$	2925—2975	$3,1\cdot10^{-4}$
700—750	$3,0\cdot10^{-9}$	1825—1875	$2,8\cdot10^{-6}$	2975—3025	$3,0\cdot10^{-4}$

* По данным С. Л. Мандельштама.

Вблизи Земли солнечное давление составляет (4,3—4,5) · 10^{-5} *дин/см²*. В общем случае давление света

$$q_{\text{св}} = \frac{4,4\cdot10^{-5}}{r_e^2} \text{ дин/см}^2, \qquad (14)$$

где r_e — расстояние от Солнца, а. е.

§ 2. Радиоизлучение Солнца

Различают три компоненты радиоизлучения Солнца:

— радиоизлучение спокойного Солнца — обычное тепловое излучение ионизированной атмосферы Солнца;

— медленно изменяющееся радиоизлучение — связано с появлением на Солнце долгоживущих активных областей;

— спорадическая компонента радиоизлучения Солнца — относительно быстро меняющееся повышение интенсивности, носящее характер всплесков. Спорадическая и медленно меняющаяся компоненты становятся более частыми, а их интенсивность возрастает в годы, близкие к максимуму 11-летнего цикла солнечной активности (табл. 19).

Таблица 19

Характеристика радиоизлучения Солнца

Диапазон волн		Средняя яркостная температура, °К	Поток радиоизлучения с единицы поверхности, *вт/(м²·гц)*	Относительный эффективный радиус (радиус фотосферы=1)
см	*Мгц*			
0,4	75000	$7{,}5\cdot10^3$	$880\cdot10^{-21}$	1,00
0,8	37500	$8{,}0\cdot10^3$	$235\cdot10^{-21}$	1,01
3	10000	$\frac{17{,}5\cdot10^3}{15\cdot10^3}$	$\frac{32\cdot10^{-21}}{27\cdot10^{-21}}$	1,03
10	3000	$\frac{80\cdot10^3}{40\cdot10^3}$	$\frac{13\cdot10^{-21}}{6{,}5\cdot10^{-21}}$	1,10
25	1200	$\frac{2\cdot10^5}{1\cdot10^5}$	$\frac{7\cdot10^{-21}}{3{,}5\cdot10^{-21}}$	1,15
50	600	$\frac{6\cdot10^5}{3\cdot10^5}$	$\frac{5\cdot10^{-21}}{2{,}5\cdot10^{-21}}$	1,20
75	400	$8\cdot10^5$	$2{,}7\cdot10^{-21}$	1,25
150	200	$1\cdot10^6$	$0{,}85\cdot10^{-21}$	1,30
300	100	$1{,}5\cdot10^6$	$0{,}3\cdot10^{-21}$	1,30
1000	30	$2\cdot10^6$	$0{,}035\cdot10^{-21}$	1,30

Примечание. Средняя яркостная температура, отнесенная к видимому диску, приведена к среднему видимому телесному углу Солнца $6{,}8\cdot10^{-5}$ *стер*. Цифры в числителе соответствуют годам максимума, а в знаменателе — минимума солнечной активности.

§ 3. Корпускулярное излучение Солнца

Солнце постоянно выбрасывает потоки заряженных частиц или корпускул, представляющих собой ионы, протоны и электроны. Эти потоки называются солнечным ветром. В спокойные дни скорость солнечного ветра достигает 500 *км/сек*, плотность 10^2 *см*$^{-3}$. Во время солнечных вспышек скорость частиц более 1600 *км/сек* (отдельные частицы летят со скоростью, которая всего в несколько раз меньше скорости света). Такие потоки деформируют магнитосферу и радиационные зоны Земли, вызывая магнитные бури, полярные сияния, нарушение радиосвязи.

Глава 5

ЗЕМЛЯ И ХАРАКТЕРИСТИКА ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА

§ 1. Земля как планета

Земля — третья от Солнца планета; движется по эллиптической орбите, в одном из фокусов которой находится Солнце. Период обращения Земли вокруг Солнца — год — равен 365,254 средних солнечных суток. Масса всей Земли равна $5{,}98\cdot10^{27}$ *г*. Момент инерции Земли относительно оси вращения $81{,}04\cdot10^{43}$ *г·см*^{2}. Направление оси вращения Земли нельзя считать строго неизменным, так как она медленно описывает в пространстве конус. Это движение называется *прецессией*; его период около 26 000 лет. На прецессию накладываются более мелкие колебания с периодом 19 лет, называемые *нутацией*. Угловая скорость вращения Земли вокруг своей оси равна $7{,}292115\cdot10^{-5}$ *сек*$^{-1}$.

3—1801

Продолжительность суток удлиняется на 0,0014 *сек* в столетие вследствие замедления вращения Земли.

Естественный спутник Земли — Луна.

Наиболее мощное влияние на земные процессы оказывает излучение Солнца. На весь земной шар падает $1{,}7 \cdot 10^{24}$ *эрг/сек* или $5{,}4 \cdot 10^{31}$ *эрг/год* лучистой энергии Солнца, что соответствует мощности $1{,}7 \cdot 10^{14}$ *квт*. Около 55% этой энергии, т. е. $3 \cdot 10^{31}$ *эрг/год*, поглощается атмосферой и почвой, остальное количество непосредственно отражается в мировое пространство. Совокупный свет всех звезд в миллионы раз слабее солнечного, поэтому влияние его иа физиологические процессы на Земле ничтожно. Корпускулярнсе и ультрафиолетовое излучение Солнца существенно влияет на состояние земной атмосферы, на распространение радиоволн и на геомагнитные явления. Некоторые данные о земной поверхности приведены в табл. 20 и 21.

Таблица 20

Основные данные земных материков

Материк	Площадь, млн. *км*²	Высота над уровнем моря, *м*		Население, млн. человек	Плотность населения, *чел/км*²
		средняя	наибольшая		
Европа	11,639	300	5633	555	48
Азия	41,839	950	8882	1187	24
Африка	29,841	650	6010	180	6
Сев. Америка	24,259	700	6187	208	6,5
Южн. Америка	18,280	600	7040	102	4
Австралия с Океанией	8,963	400	5030	10,8	1,2
Антарктида	14,000	2000?	~6000	—	—
Всего . . .	149,000	—	—	2242,8	—

§ 2. Форма и размеры Земли. Сила тяжести

Земля имеет форму *геоида* — фигуры, которую имел бы в океане средний уровень воды (при отсутствии волн, приливов и течений), а на материках — уровень воды в воображаемых узких каналах, сообщающихся с океаном. Поверхность геоида определяется как уровенная поверхность потенциала силы тяжести, совпадающая в океанах с поверхностью воды в состоянии полного покоя и мысленно продолженная под материками так, чтобы она везде пересекала направление отвесной линии под прямым углом Фигура геоида зависит от внутреннего строения Земли и имеет неправильную и сложную форму, но она довольно близка к земному *эллипсоиду* (сфероиду). Средняя величина отступления геоида от наиболее удачно выбранного эллипсоида не превосходит ±50 *м*, а максимальная величина — 100 *м*. Наиболее обоснованные размеры эллипсоида вычислены в СССР проф. Ф. Н. Красовским (табл. 22).

Таблица 21

Основные данные океанов

Океан	Площадь, млн. *км*²	Наибольшая глубина, *м*
Тихий	179,679	10863
Атлантический	93,363	9219
Индийский	74,917	7450
Северный Ледовитый	13,100	4975
Всего . . .	361,000	—

Таблица 22

Земной сфероид Красовского

Наименование элемента	Величина
Большая полуось (радиус экватора)	$a_e = 6378{,}245000$ *км*
Малая полуось (0,5 полярной оси)	$b_e = 6356{,}863019$ *км*
Сжатие $(a - b)/a$	$c = 1 : 298{,}3$
Средний радиус (радиус равновеликого шара)	$R_e = 6371$ *км*
Длина окружности меридиана	40008,550 *км*
Площадь поверхности	$5{,}10 \cdot 10^{8}$ *км*²
Объем	$1{,}083 \cdot 10^{12}$ *км*³
Эксцентриситет	$e = \sqrt{1 - (b/a)^2} = 0{,}081813$

Для эллипсоида Красовского, составленного из однородных слоев, нормальное *ускорение силы тяжести* на его поверхности

$$g_0 = 978{,}049\,(1 + 0{,}0053029 \sin^2 \varphi' - 0{,}0000059 \sin^2 2\varphi), \qquad (16)$$

где φ' — географическая (астрономическая) широта.

Нормальное ускорение силы тяжести на экваторе $(\varphi' = 0)$ $g_0^{(э)} = 978{,}049$ *см/сек*², а на полюсе $\left(\varphi' = \frac{\pi}{2}\right)$ $g_0^{(п)} = 983{,}235$ *см/сек*².

Ускорение силы тяжести на высоте h над данной точкой Земли

$$g_h = g_0 \left(\frac{r}{r+h}\right)^2, \qquad (17)$$

где r — расстояние от данной точки земного сфероида до его центра.

Геоцентрические широта φ и *расстояние* ρ точки, астрономическая (географическая) широта φ' и высота h над уровнем моря которой известны, вычисляются по формулам:

$$\left.\begin{aligned} \rho \sin \varphi &= (S + 0{,}1568 \cdot 10^{-6} h) \sin \varphi'; \\ \rho \cos \varphi &= (C + 0{,}1568 \cdot 10^{-6} h) \cos \varphi'; \\ \operatorname{tg} \varphi &= (0{,}993307 + 0{,}0011 \cdot 10^{-6} h) \operatorname{tg} \varphi', \end{aligned}\right\} \qquad (18)$$

где S и C — коэффициенты (определяются из табл. 23).

Гравитационное поле Земли характеризуется потенциалом

$$\mathbf{V} = \frac{\mu}{r}\Big[1 + \frac{I_2}{2r^2}(1 - 3\sin^2\varphi) + \frac{I_3}{2r^3}(3 - 5\sin^2\varphi)\sin\varphi - \frac{I_4}{8r^4}(3 - 30\sin^2\varphi + 35\sin^4\varphi) - \frac{I_5}{8r^5}(15 - 70\sin^2\varphi + 63\sin^4\varphi)\sin\varphi + \frac{I_6}{16r^6}(5 - 105\sin^2\varphi + 315\sin^4\varphi - 231\sin^6\varphi) + \ldots\Big], \qquad (19)$$

Таблица 23

Значения коэффициентов S и C

Географическая (астрономическая) широта	Коэффициенты S	Коэффициенты C	Географическая (астрономическая) широта	Коэффициенты S	Коэффициенты C	Географическая (астрономическая) широта	Коэффициенты S	Коэффициенты C
0°	0,993307	1,000000	35°	0,994402	1,001103	65°	0,996048	1,002760
5	0,993332	1,000025	40	0,994683	1,101386	70	0,996255	1,002968
10	0,993407	1,000101	45	0,994973	1,101678	75	0,996423	1,003137
15	0,993529	1,000224	50	0,995263	1,001970	80	0,996546	1,003262
20	0,993696	1,000392	55	0,995545	1,002253	85	0,996622	1,003338
25	0,993901	1,000598	60	0,995809	1,002519	90	0,996648	1,003364
30	0,994139	1,000838						

где μ — *гравитационный параметр* Земли; r — модуль радиуса-вектора, проведенного из центра Земли в рассматриваемую точку гравитационного поля; $I_2, I_3, \ldots, I_6$ — коэффициенты, соответственно равные

$$\left.\begin{aligned} I_2 &= (1082{,}28 \pm 03)\cdot 10^{-6}\ \textit{км}^2;\\ I_3 &= -(2{,}3 \pm 0{,}2)\cdot 10^{-6}\ \textit{км}^3;\\ I_4 &= -(2{,}12 \pm 0{,}05)\cdot 10^{-6}\ \textit{км}^4;\\ I_5 &= -(0{,}2 \pm 0{,}1)\cdot 10^{-6}\ \textit{км}^5;\\ I_6 &= (1{,}0 \pm 0{,}8)\cdot 10^{-6}\ \textit{км}^6. \end{aligned}\right\} \qquad (20)$$

§ 3. Атмосфера Земли

Атмосфера Земли — газообразная оболочка земного шара. Ее масса равна $5{,}27\cdot 10^{21}$ *г*, т. е. составляет менее одной миллионной массы земного шара. В атмосфере различаются несколько слоев. Нижний слой толщиной 10—12 *км* над умеренными широтами и 16—18 *км* над тропиками называется тропосферой. Слой атмосферы выше 70—80 *км* называют ионосферой, а выше 500—1000 *км* — экзосферой или слоем рассеивания. Экзосфера постепенно переходит в околоземное космическое пространство.

Состав сухого воздуха (табл. 24) до высоты 80—100 *км* остается неизменным. Средний молекулярный вес сухого воздуха равен 28,966.

В атмосфере содержится водяной пар. *Упругость водяного пара* (парциальное давление) e_0 измеряется в миллибарах (1 *мб*=0,75008 *мм рт. ст.*).

Относительная влажность воздуха

$$R_0 = \frac{e_0}{E_{00}}\cdot 100\%,$$

где E_{00} — упругость паров, насыщающих пространство при данной $t°$С над плоской поверхностью чистой воды, *г/(см·сек²)*.

$$E_{00} = 6{,}1078\cdot 10^{\frac{7{,}6326t}{241{,}9+t}}$$

Таблица 24

Состав сухого воздуха

Газ	Химическая формула	Содержание (по объему), %	Молекулярный вес	Содержание (по весу), %	Толщина слоя при нормальных условиях
Азот	N_2	78,09	28,016	75,51	624600
Кислород	O_2	20,95	32,000	23,15	167600
Аргон	Ar	0,93	39,944	1,28	7440
Углекислый газ	CO_2	0,03	44,010	0,046	220
Неон	Ne	$1{,}80\cdot 10^{-3}$	20,183	$1{,}25\cdot 10^{-3}$	14
Гелий	He	$5{,}24\cdot 10^{-4}$	4,003	$7{,}2\cdot 10^{-5}$	4,2
Криптон	Kr	$1{,}00\cdot 10^{-4}$	83,700	$3{,}6\cdot 10^{-4}$	0,8
Ксенон	Xe	$8{,}00\cdot 10^{-6}$	131,300	$3{,}6\cdot 10^{-5}$	0,06
Водород	H_2	$5{,}00\cdot 10^{-5}$	2,016	$3{,}5\cdot 10^{-6}$	0,4
Озон	O_3	$1{,}00\cdot 10^{-6}$	48,000	$2{,}0\cdot 10^{-7}$	0,3

Абсолютная влажность воздуха a_{00} — количество грамм водяного пара в 1 $м^3$ воздуха. Приближенно

$$a_{00} = 216{,}7e/T,$$

где T — температура воздуха, °К.

Образующиеся в атмосфере *облака* различают по высоте основания (нижней кромке).

Облака верхнего яруса (выше 6 *км*) — перистые (Cirrus, Ci), перисто-кучевые (Cirrocumulus, Cc), перисто-слоистые (Cirrostratus, Cs) — состоят из ледяных кристалликов; перламутровые облака образуются на высотах 22—30 *км*; серебристые облака — на высотах 75—92 *км*.

Облака среднего яруса (от 2 до 6 *км*) — высококучевые (Altocumulos, Ac), высокослоистые (Altostratus, As).

Облака нижнего яруса (ниже 2 *км*) — слоисто-кучевые (Stratocumulus, Sc), слоистые (Stratus, St), слоисто-дождевые (Nimbostratus, Ns).

Облака вертикального развития — кучевые (Cumulus, Cu), кучево-дождевые (Cumulonimbus, Cb).

Таблица 25

Характеристики земной атмосферы до высоты 140 *км*

Высота, *км*	Температура, °К	Давление, *дин/см³*	Плотность, *г/см³*	Число молекул N_2 в 1 *см³*	Число молекул O_2 в 1 *см³*	Число атомов O в 1 *см³*	Число атомов H в 1 *см³*	Молекулярный вес
0	288,0	$1,013\cdot10^{6}$	$1,225\cdot10^{-3}$	$1,967\cdot10^{19}$	$5,276\cdot10^{18}$	—	—	28,97
5,0	253,0	$5,391\cdot10^{5}$	$7,421\cdot10^{-4}$	$1,192\cdot10^{19}$	$3,197\cdot10^{18}$	—	—	28,97
10,0	218,0	$2,614\cdot10^{5}$	$4,176\cdot10^{-4}$	$6,705\cdot10^{18}$	$1,798\cdot10^{18}$	—	—	28,97
15,0	218,0	$1,199\cdot10^{5}$	$1,916\cdot10^{-4}$	$3,076\cdot10^{18}$	$8,251\cdot10^{17}$	—	—	28,97
20,0	218,0	$5,509\cdot10^{4}$	$8,801\cdot10^{-5}$	$1,413\cdot10^{18}$	$3,790\cdot10^{17}$	—	—	28,97
25,0	218,0	$2,534\cdot10^{4}$	$4,048\cdot10^{-5}$	$6,500\cdot10^{17}$	$1,743\cdot10^{17}$	—	—	28,97
30,0	229,5	$1,190\cdot10^{4}$	$1,806\cdot10^{-5}$	$2,899\cdot10^{17}$	$7,776\cdot10^{16}$	—	—	28,97
35,0	241,0	$5,805\cdot10^{3}$	$8,390\cdot10^{-6}$	$1,347\cdot10^{17}$	$3,613\cdot10^{16}$	—	—	28,97
40,0	252,5	$2,932\cdot10^{3}$	$4,004\cdot10^{-6}$	$6,493\cdot10^{16}$	$1,741\cdot10^{16}$	—	—	28,97
45,0	264,0	$1,528\cdot10^{3}$	$2,016\cdot10^{-6}$	$3,237\cdot10^{16}$	$8,683\cdot10^{15}$	—	—	28,97
50,0	264,0	$8,085\cdot10^{2}$	$1,067\cdot10^{-6}$	$1,713\cdot10^{16}$	$4,595\cdot10^{15}$	—	—	28,97
55,0	264,0	$4,283\cdot10^{2}$	$5,650\cdot10^{-7}$	$9,072\cdot10^{15}$	$2,433\cdot10^{15}$	—	—	28,97
60,0	251,7	$2,237\cdot10^{2}$	$3,095\cdot10^{-7}$	$4,969\cdot10^{15}$	$1,332\cdot10^{15}$	—	—	28,97
65,0	239,4	$1,132\cdot10^{2}$	$1,646\cdot10^{-7}$	$2,643\cdot10^{15}$	$7,089\cdot10^{14}$	—	—	28,97
70,0	227,1	$5,531\cdot10^{1}$	$8,482\cdot10^{-8}$	$1,362\cdot10^{15}$	$3,653\cdot10^{14}$	—	—	28,97
75,0	214,8	$2,600\cdot10^{1}$	$4,216\cdot10^{-8}$	$6,769\cdot10^{14}$	$1,815\cdot10^{14}$	—	—	28,97

Продолжение

Высота, *км*	Температура, °К	Давление, *дин/см²*	Плотность, *г/см³*	Число молекул N_2 в 1 *см³*	Число молекул O_2 в 1 *см³*	Число атомов O в 1 *см³*	Число атомов H в 1 *см³*	Молекулярный вес
80,0	202,5	$1,171\cdot10^{1}$	$2,013\cdot10^{-8}$	$3,232\cdot10^{14}$	$8,669\cdot10^{13}$	—	—	28,97
85,0	190,2	$5,020\cdot10^{0}$	$9,193\cdot10^{-9}$	$1,476\cdot10^{14}$	$3,959\cdot10^{13}$	—	—	28,97
90,0	190,2	$2,098\cdot10^{0}$	$3,842\cdot10^{-9}$	$6,169\cdot10^{13}$	$1,654\cdot10^{13}$	—	—	28,97
95,0	200,1	$8,975\cdot10^{-1}$	$1,562\cdot10^{-9}$	$2,508\cdot10^{13}$	$6,727\cdot10^{12}$	—	—	28,97
100,0	210,0	$4,005\cdot10^{-1}$	$6,642\cdot10^{-10}$	$1,066\cdot10^{13}$	$2,859\cdot10^{12}$	—	—	28,97
105,0	246,2	$1,964\cdot10^{-1}$	$2,675\cdot10^{-10}$	$4,403\cdot10^{12}$	$9,877\cdot10^{11}$	$3,869\cdot10^{11}$	66530	27,89
110,0	282,5	$1,088\cdot10^{-1}$	$1,242\cdot10^{-10}$	$2,045\cdot10^{12}$	$3,510\cdot10^{11}$	$3,950\cdot10^{11}$	56740	26,82
115,0	318,7	$6,616\cdot10^{-2}$	$6,425\cdot10^{-11}$	$1,057\cdot10^{12}$	$1,212\cdot10^{11}$	$3,249\cdot10^{11}$	49340	25,75
120,0	355,0	$4,324\cdot10^{-2}$	$3,613\cdot10^{-11}$	$5,946\cdot10^{11}$	$3,127\cdot10^{10}$	$2,565\cdot10^{11}$	43560	24,67
125,0	391,2	$2,974\cdot10^{-2}$	$2,245\cdot10^{-11}$	$3,695\cdot10^{11}$	$1,698\cdot10^{10}$	$1,643\cdot10^{11}$	38920	24,56
130,0	427,5	$2,119\cdot10^{-2}$	$1,467\cdot10^{-11}$	$2,398\cdot10^{11}$	$9,414\cdot10^{9}$	$1,098\cdot10^{11}$	35130	24,45
135,0	463,7	$1,555\cdot10^{-2}$	$9,815\cdot10^{-12}$	$1,615\cdot10^{11}$	$5,248\cdot10^{9}$	$7,615\cdot10^{10}$	31970	24,33
140,0	500,0	$1,170\cdot10^{-2}$	$6,818\cdot10^{-12}$	$1,122\cdot10^{11}$	$2,881\cdot10^{9}$	$5,444\cdot10^{10}$	29310	24,13

Таблица 26

Характеристика дневной атмосферы для высот от 140 до 1000 *км*

Высота, *км*	Температура, °K	Давление, *дин/см²*	Плотность, *г/см³*	Число молекул N_2 в 1 *см³*	Число молекул O_2 в 1 *см³*	Число атомов O в 1 *см³*	Число атомов H в 1 *см³*	Молекулярный вес
140	500	$1,168\cdot10^{-2}$	$6,808\cdot10^{-12}$	$1,120\cdot10^{11}$	$2,880\cdot10^{9}$	$5,440\cdot10^{10}$	25600	24,23
150	679	$7,383\cdot10^{-3}$	$3,087\cdot10^{-12}$	$4,820\cdot10^{10}$	$1,149\cdot10^{9}$	$2,947\cdot10^{10}$	18500	23,59
160	825	$5,208\cdot10^{-3}$	$1,752\cdot10^{-12}$	$2,609\cdot10^{10}$	$5,858\cdot10^{8}$	$1,908\cdot10^{10}$	15000	23,07
170	945	$3,901\cdot10^{-3}$	$1,122\cdot10^{-12}$	$1,597\cdot10^{10}$	$3,409\cdot10^{8}$	$1,359\cdot10^{10}$	12920	22,61
180	1046	$3,034\cdot10^{-3}$	$7,749\cdot10^{-13}$	$1,054\cdot10^{10}$	$2,153\cdot10^{8}$	$1,027\cdot10^{10}$	11550	22,20
190	1129	$2,422\cdot10^{-3}$	$5,630\cdot10^{-13}$	$7,328\cdot10^{9}$	$1,436\cdot10^{8}$	$8,068\cdot10^{9}$	10580	21,63
200	1200	$1,970\cdot10^{-3}$	$4,242\cdot10^{-13}$	$5,281\cdot10^{9}$	$9,968\cdot10^{7}$	$6,518\cdot10^{9}$	9865	21,48
220	1310	$1,358\cdot10^{-3}$	$2,690\cdot10^{-13}$	$2,955\cdot10^{9}$	$5,201\cdot10^{7}$	$4,504\cdot10^{9}$	8878	20,85
240	1390	$9,718\cdot10^{-4}$	$1,707\cdot10^{-13}$	$1,766\cdot10^{9}$	$2,914\cdot10^{7}$	$3,271\cdot10^{9}$	8230	20,30
260	1449	$7,140\cdot10^{-4}$	$1,173\cdot10^{-13}$	$1,101\cdot10^{9}$	$1,709\cdot10^{7}$	$2,452\cdot10^{9}$	7773	19,80
280	1493	$5,350\cdot10^{-4}$	$8,340\cdot10^{-14}$	$7,070\cdot10^{8}$	$1,035\cdot10^{7}$	$1,879\cdot10^{9}$	7432	19,35
300	1527	$4,070\cdot10^{-4}$	$6,077\cdot10^{-14}$	$4,634\cdot10^{8}$	$6,408\cdot10^{6}$	$1,462\cdot10^{9}$	7165	18,96
320	1553	$3,133\cdot10^{-4}$	$4,515\cdot10^{-14}$	$3,086\cdot10^{8}$	$4,037\cdot10^{6}$	$1,150\cdot10^{9}$	6949	18,60
340	1572	$2,436\cdot10^{-4}$	$3,408\cdot10^{-14}$	$2,079\cdot10^{8}$	$2,576\cdot10^{6}$	$9,125\cdot10^{8}$	6768	18,28
360	1588	$1,910\cdot10^{-4}$	$2,605\cdot10^{-14}$	$1,414\cdot10^{8}$	$1,661\cdot10^{6}$	$7,289\cdot10^{8}$	6613	18,00
380	1599	$1,508\cdot10^{-4}$	$2,013\cdot10^{-14}$	$9,690\cdot10^{7}$	$1,080\cdot10^{6}$	$5,853\cdot10^{8}$	6477	17,75
400	1609	$1,198\cdot10^{-4}$	$1,570\cdot10^{-14}$	$6,683\cdot10^{7}$	$7,072\cdot10^{5}$	$4,720\cdot10^{8}$	6356	17,53

Продолжение

Высота, *км*	Температура, °K	Давление, *дин/см²*	Плотность, *г/см³*	Число молекул N_2 в 1 *см³*	Число молекул O_2 в 1 *см³*	Число атомов O в 1 *см³*	Число атомов H в 1 *см³*	Молекулярный вес
420	1616	$9,564\cdot10^{-5}$	$1,234\cdot10^{-14}$	$4,633\cdot10^{7}$	$4,657\cdot10^{5}$	$3,820\cdot10^{8}$	6245	17,34
440	1622	$7,671\cdot10^{-5}$	$9,767\cdot10^{-15}$	$3,227\cdot10^{7}$	$3,083\cdot10^{5}$	$3,102\cdot10^{8}$	6143	17,17
460	1627	$6,177\cdot10^{-5}$	$7,775\cdot10^{-15}$	$2,256\cdot10^{7}$	$2,050\cdot10^{5}$	$2,524\cdot10^{8}$	6048	17,02
480	1630	$4,992\cdot10^{-5}$	$6,221\cdot10^{-15}$	$1,583\cdot10^{7}$	$1,368\cdot10^{5}$	$2,059\cdot10^{8}$	5959	16,89
500	1633	$4,077\cdot10^{-5}$	$5,001\cdot10^{-15}$	$1,114\cdot10^{7}$	$9,166\cdot10^{4}$	$1,683\cdot10^{8}$	5874	16,78
520	1636	$3,291\cdot10^{-5}$	$4,036\cdot10^{-15}$	$7,868\cdot10^{6}$	$6,160\cdot10^{4}$	$1,379\cdot10^{8}$	5793	16,68
540	1637	$2,682\cdot10^{-5}$	$3,270\cdot10^{-15}$	$5,571\cdot10^{6}$	$4,154\cdot10^{4}$	$1,131\cdot10^{8}$	5715	16,59
560	1639	$2,192\cdot10^{-5}$	$2,657\cdot10^{-15}$	$3,954\cdot10^{6}$	$2,809\cdot10^{4}$	$9,293\cdot10^{7}$	5640	16,52
580	1640	$1,795\cdot10^{-5}$	$2,166\cdot10^{-15}$	$2,814\cdot10^{6}$	$1,904\cdot10^{4}$	$7,646\cdot10^{7}$	5568	16,45
600	1641	$1,473\cdot10^{-5}$	$1,770\cdot10^{-15}$	$2,007\cdot10^{6}$	$1,295\cdot10^{4}$	$6,300\cdot10^{7}$	5497	16,40
620	1642	$1,211\cdot10^{-5}$	$1,450\cdot10^{-15}$	$1,434\cdot10^{6}$	$8,824\cdot10^{3}$	$5,198\cdot10^{7}$	5429	16,35
640	1642	$9,969\cdot10^{-6}$	$1,190\cdot10^{-15}$	$1,027\cdot10^{6}$	$6,029\cdot10^{3}$	$4,294\cdot10^{7}$	5362	16,31
660	1643	$8,222\cdot10^{-6}$	$9,793\cdot10^{-16}$	$7,374\cdot10^{5}$	$4,129\cdot10^{3}$	$3,552\cdot10^{7}$	5297	16,27
680	1643	$6,792\cdot10^{-6}$	$8,072\cdot10^{-16}$	$5,304\cdot10^{5}$	$2,834\cdot10^{3}$	$2,941\cdot10^{7}$	5234	16,24
700	1644	$5,620\cdot10^{-6}$	$6,666\cdot10^{-16}$	$3,823\cdot10^{5}$	$1,950\cdot10^{3}$	$2,439\cdot10^{7}$	5172	16,21

Продолжение

Высота, *км*	Температура, °К	Давление, *дин/см²*	Плотность, *г/см³*	Число молекул N_2 в 1 *см³*	Число молекул O_2 в 1 *см³*	Число атомов O в 1 *см³*	Число атомов H в 1 *см³*	Молекулярный вес
720	1644	$4,656\cdot10^{-6}$	$5,513\cdot10^{-16}$	$2,760\cdot10^{5}$	$1,344\cdot10^{3}$	$2,024\cdot10^{7}$	5111	16,18
740	1644	$3,862\cdot10^{-6}$	$4,567\cdot10^{-16}$	$1,997\cdot10^{5}$	$9,289\cdot10^{2}$	$1,682\cdot10^{7}$	5051	16,16
760	1644	$3,208\cdot10^{-6}$	$3,789\cdot10^{-16}$	$1,447\cdot10^{5}$	$6,432\cdot10^{2}$	$1,399\cdot10^{7}$	4992	16,14
780	1644	$2,669\cdot10^{-6}$	$3,148\cdot10^{-16}$	$1,051\cdot10^{5}$	$4,463\cdot10^{2}$	$1,165\cdot10^{7}$	4935	16,13
800	1645	$2,222\cdot10^{-6}$	$2,619\cdot10^{-16}$	$7,647\cdot10^{4}$	$3,104\cdot10^{2}$	$9,711\cdot10^{6}$	4879	16,11
820	1645	$1,853\cdot10^{-6}$	$2,181\cdot10^{-16}$	$5,573\cdot10^{4}$	$2,163\cdot10^{2}$	$8,103\cdot10^{6}$	4823	16,10
840	1645	$1,546\cdot10^{-6}$	$1,820\cdot10^{-16}$	$4,069\cdot10^{4}$	$1,510\cdot10^{2}$	$6,769\cdot10^{6}$	4769	16,09
860	1645	$1,292\cdot10^{-6}$	$1,519\cdot10^{-16}$	$2,976\cdot10^{4}$	$1,056\cdot10^{2}$	$5,659\cdot10^{6}$	4716	16,08
880	1645	$1,081\cdot10^{-6}$	$1,270\cdot10^{-16}$	$2,180\cdot10^{4}$	$7,406\cdot10^{1}$	$4,737\cdot10^{6}$	4663	16,07
900	1645	$9,054\cdot10^{-7}$	$1,063\cdot10^{-16}$	$1,600\cdot10^{4}$	$5,202\cdot10^{1}$	$3,969\cdot10^{6}$	4612	16,06
920	1645	$7,591\cdot10^{-7}$	$8,938\cdot10^{-17}$	$1,176\cdot10^{4}$	$3,661\cdot10^{1}$	$3,328\cdot10^{6}$	4561	16,05
940	1645	$6,371\cdot10^{-7}$	$7,472\cdot10^{-17}$	$8,663\cdot10^{3}$	$2,582\cdot10^{1}$	$2,794\cdot10^{6}$	4511	16,04
960	1645	$5,353\cdot10^{-7}$	$6,275\cdot10^{-17}$	$6,390\cdot10^{3}$	$1,824\cdot10^{1}$	$2,347\cdot10^{6}$	4462	16,03
980	1645	$4,502\cdot10^{-7}$	$5,274\cdot10^{-17}$	$4,722\cdot10^{3}$	$1,291\cdot10^{1}$	$1,974\cdot10^{6}$	4414	16,02
1000	1645	$3,790\cdot10^{-7}$	$4,438\cdot10^{-17}$	$3,498\cdot10^{3}$	$9,155\cdot10^{0}$	$1,662\cdot10^{6}$	4366	16,01

Таблица 27

Характеристики ночной атмосферы для высот от 140 до 1000 *км*

Высота, *км*	Температура, °К	Давление, *дин/см²*	Плотность, *г/см³*	Число молекул N_2 в 1 *см³*	Число молекул O_2 в 1 *см³*	Число атомов O в 1 *см³*	Число атомов H в 1 *см³*	Молекулярный вес
140	500	$1,168\cdot10^{-2}$	$6,808\cdot10^{-12}$	$1,120\cdot10^{11}$	$2,880\cdot10^{9}$	$5,440\cdot10^{10}$	25600	24,23
150	616	$7,206\cdot10^{-3}$	$3,315\cdot10^{-12}$	$5,162\cdot10^{10}$	$1,225\cdot10^{9}$	$3,195\cdot10^{10}$	20370	23,56
160	706	$4,855\cdot10^{-3}$	$1,899\cdot10^{-12}$	$2,798\cdot10^{10}$	$6,207\cdot10^{8}$	$2,123\cdot10^{10}$	17470	22,96
170	773	$3,445\cdot10^{-3}$	$1,199\cdot10^{-12}$	$1,669\cdot10^{10}$	$3,486\cdot10^{8}$	$1,518\cdot10^{10}$	15670	22,41
180	828	$2,530\cdot10^{-3}$	$8,052\cdot10^{-13}$	$1,058\cdot10^{10}$	$2,090\cdot10^{8}$	$1,137\cdot10^{10}$	14470	21,90
190	869	$1,904\cdot10^{-3}$	$5,647\cdot10^{-13}$	$6,976\cdot10^{9}$	$1,308\cdot10^{8}$	$8,774\cdot10^{9}$	13600	21,42
200	901	$1,460\cdot10^{-3}$	$4,086\cdot10^{-13}$	$4,733\cdot10^{9}$	$8,446\cdot10^{7}$	$6,919\cdot10^{9}$	12950	20,98
220	947	$8,935\cdot10^{-4}$	$2,287\cdot10^{-13}$	$2,307\cdot10^{9}$	$3,744\cdot10^{7}$	$4,490\cdot10^{9}$	12030	20,16
240	977	$5,688\cdot10^{-4}$	$1,362\cdot10^{-13}$	$1,181\cdot10^{9}$	$1,750\cdot10^{7}$	$3,021\cdot10^{9}$	11400	19,45
260	997	$3,723\cdot10^{-4}$	$8,467\cdot10^{-14}$	$6,228\cdot10^{8}$	$8,453\cdot10^{6}$	$2,078\cdot10^{9}$	10930	18,83
280	1010	$2,493\cdot10^{-4}$	$5,438\cdot10^{-14}$	$3,353\cdot10^{8}$	$4,176\cdot10^{6}$	$1,450\cdot10^{9}$	10550	18,31
300	1019	$1,697\cdot10^{-4}$	$3,581\cdot10^{-14}$	$1,831\cdot10^{8}$	$2,096\cdot10^{6}$	$1,022\cdot10^{9}$	10240	17,87
320	1025	$1,171\cdot10^{-4}$	$2,405\cdot10^{-14}$	$1,011\cdot10^{8}$	$1,064\cdot10^{6}$	$7,254\cdot10^{8}$	9963	17,51
340	1029	$8,165\cdot10^{-5}$	$1,642\cdot10^{-14}$	$5,627\cdot10^{7}$	$5,454\cdot10^{5}$	$5,179\cdot10^{8}$	9714	17,21
360	1033	$5,746\cdot10^{-5}$	$1,136\cdot10^{-14}$	$3,154\cdot10^{7}$	$2,817\cdot10^{5}$	$3,714\cdot10^{8}$	9486	16,97
380	1035	$4,074\cdot10^{-5}$	$7,945\cdot10^{-15}$	$1,778\cdot10^{7}$	$1,464\cdot10^{5}$	$2,673\cdot10^{8}$	9273	16,78
400	1037	$2,906\cdot10^{-5}$	$5,676\cdot10^{-15}$	$1,007\cdot10^{7}$	$7,655\cdot10^{4}$	$1,930\cdot10^{8}$	9071	16,63

Продолжение

Высота, *км*	Температура, °К	Давление, *дин/см²*	Плотность, *г/см³*	Число молекул N_2 в 1 *см³*	Число молекул O_2 в 1 *см³*	Число атомов O в 1 *см³*	Число атомов H в 1 *см³*	Молекулярный вес
420	1038	$2{,}084\cdot10^{-5}$	$3{,}985\cdot10^{-15}$	$5{,}732\cdot10^{6}$	$4{,}023\cdot10^{4}$	$1{,}397\cdot10^{8}$	8878	16,50
440	1039	$1{,}501\cdot10^{-5}$	$2{,}851\cdot10^{-15}$	$3{,}276\cdot10^{6}$	$2{,}124\cdot10^{4}$	$1{,}014\cdot10^{8}$	8694	16,40
460	1040	$1{,}086\cdot10^{-5}$	$2{,}051\cdot10^{-15}$	$1{,}880\cdot10^{6}$	$1{,}126\cdot10^{4}$	$7{,}379\cdot10^{7}$	8516	16,32
480	1040	$7{,}882\cdot10^{-6}$	$1{,}482\cdot10^{-15}$	$1{,}083\cdot10^{6}$	$6{,}000\cdot10^{3}$	$5{,}381\cdot10^{7}$	8344	16,26
500	1041	$5{,}738\cdot10^{-6}$	$1{,}075\cdot10^{-15}$	$6{,}259\cdot10^{5}$	$3{,}209\cdot10^{3}$	$3{,}932\cdot10^{7}$	8178	16,21
520	1041	$4{,}190\cdot10^{-6}$	$7{,}827\cdot10^{-16}$	$3{,}631\cdot10^{5}$	$1{,}723\cdot10^{3}$	$2{,}879\cdot10^{7}$	8017	16,17
540	1041	$3{,}067\cdot10^{-6}$	$5{,}717\cdot10^{-16}$	$2{,}113\cdot10^{5}$	$9{,}287\cdot10^{2}$	$2{,}112\cdot10^{7}$	7860	16,14
560	1042	$2{,}251\cdot10^{-6}$	$4{,}187\cdot10^{-16}$	$1{,}234\cdot10^{5}$	$5{,}025\cdot10^{2}$	$1{,}552\cdot10^{7}$	7708	16,11
580	1042	$1{,}655\cdot10^{-6}$	$3{,}075\cdot10^{-16}$	$7{,}230\cdot10^{4}$	$2{,}729\cdot10^{2}$	$1{,}143\cdot10^{7}$	7560	16,09
600	1042	$1{,}220\cdot10^{-6}$	$2{,}264\cdot10^{-16}$	$4{,}250\cdot10^{4}$	$1{,}487\cdot10^{2}$	$8{,}435\cdot10^{6}$	7415	16,07
620	1042	$9{,}015\cdot10^{-7}$	$1{,}670\cdot10^{-16}$	$2{,}506\cdot10^{4}$	$8{,}137\cdot10^{1}$	$6{,}235\cdot10^{6}$	7275	16,06
640	1042	$6{,}673\cdot10^{-7}$	$1{,}235\cdot10^{-16}$	$1{,}482\cdot10^{4}$	$4{,}467\cdot10^{1}$	$4{,}617\cdot10^{6}$	7138	16,04
660	1043	$4{,}950\cdot10^{-7}$	$9{,}151\cdot10^{-17}$	$8{,}793\cdot10^{3}$	$2{,}461\cdot10^{1}$	$3{,}424\cdot10^{6}$	7004	16,03
680	1043	$3{,}679\cdot10^{-7}$	$6{,}794\cdot10^{-17}$	$5{,}233\cdot10^{3}$	$1{,}361\cdot10^{1}$	$2{,}545\cdot10^{6}$	6874	16,01
700	1043	$2{,}740\cdot10^{-7}$	$5{,}054\cdot10^{-17}$	$3{,}123\cdot10^{3}$	$7{,}548\cdot10^{0}$	$1{,}894\cdot10^{6}$	6747	15,99

Продолжение

Высота, *км*	Температура, °К	Давление, *дин/см²*	Плотность, *г/см³*	Число молекул N_2 в 1 *см³*	Число молекул O_2 в 1 *см³*	Число атомов O в 1 *см³*	Число атомов H в 1 *см³*	Молекулярный вес
720	1043	$2{,}045\cdot10^{-7}$	$3{,}767\cdot10^{-17}$	$1{,}870\cdot10^{3}$	$4{,}201\cdot10^{0}$	$1{,}412\cdot10^{6}$	6623	15,97
740	1043	$1{,}529\cdot10^{-7}$	$2{,}812\cdot10^{-17}$	$1{,}123\cdot10^{3}$	$2{,}347\cdot10^{0}$	$1{,}055\cdot10^{6}$	6503	15,95
760	1043	$1{,}146\cdot10^{-7}$	$2{,}103\cdot10^{-17}$	$6{,}761\cdot10^{2}$	$1{,}315\cdot10^{0}$	$7{,}892\cdot10^{5}$	6385	15,92
780	1043	$8{,}610\cdot10^{-8}$	$1{,}576\cdot10^{-17}$	$4{,}083\cdot10^{2}$	$7{,}393\cdot10^{-1}$	$5{,}914\cdot10^{5}$	6270	15,88
800	1043	$6{,}483\cdot10^{-8}$	$1{,}183\cdot10^{-17}$	$2{,}473\cdot10^{2}$	$4{,}170\cdot10^{-1}$	$4{,}439\cdot10^{5}$	6157	15,83
820	1043	$4{,}895\cdot10^{-8}$	$8{,}894\cdot10^{-18}$	$1{,}502\cdot10^{2}$	$2{,}360\cdot10^{-1}$	$3{,}337\cdot10^{5}$	6048	15,76
840	1043	$3{,}706\cdot10^{-8}$	$6{,}699\cdot10^{-18}$	$9{,}148\cdot10^{1}$	$1{,}340\cdot10^{-1}$	$2{,}513\cdot10^{5}$	5941	15,68
860	1044	$2{,}814\cdot10^{-8}$	$5{,}054\cdot10^{-18}$	$5{,}588\cdot10^{1}$	$7{,}629\cdot10^{-2}$	$1{,}895\cdot10^{5}$	5836	15,58
880	1044	$2{,}145\cdot10^{-8}$	$3{,}820\cdot10^{-18}$	$3{,}422\cdot10^{1}$	$4{,}358\cdot10^{-2}$	$1{,}432\cdot10^{5}$	5734	15,45
900	1044	$1{,}642\cdot10^{-8}$	$2{,}892\cdot10^{-18}$	$2{,}102\cdot10^{1}$	$2{,}498\cdot10^{-2}$	$1{,}083\cdot10^{5}$	5634	15,29
920	1044	$1{,}262\cdot10^{-8}$	$2{,}194\cdot10^{-18}$	$1{,}294\cdot10^{1}$	$1{,}436\cdot10^{-2}$	$8{,}209\cdot10^{4}$	5537	15,08
940	1044	$9{,}758\cdot10^{-9}$	$1{,}667\cdot10^{-18}$	$7{,}990\cdot10^{0}$	$8{,}278\cdot10^{-3}$	$6{,}230\cdot10^{4}$	5442	14,82
960	1044	$7{,}591\cdot10^{-9}$	$1{,}269\cdot10^{-18}$	$4{,}946\cdot10^{0}$	$4{,}787\cdot10^{-3}$	$4{,}735\cdot10^{4}$	5349	14,50
980	1044	$5{,}949\cdot10^{-9}$	$9{,}678\cdot10^{-19}$	$3{,}070\cdot10^{0}$	$2{,}777\cdot10^{-3}$	$3{,}605\cdot10^{4}$	5258	14,12
1000	1044	$4{,}703\cdot10^{-9}$	$7{,}397\cdot10^{-19}$	$1{,}911\cdot10^{0}$	$1{,}616\cdot10^{-3}$	$2{,}748\cdot10^{4}$	5169	13,65

Таблица 28

Характеристики дневной атмосферы для высот от 1100 до 3000 *км* (*T*=1645° K)

Высота, *км*	Плотность, *г/см³*	Давление, *дин/см²*	Число молекул N_2 в 1 *см³*	Число атомов O в 1 *см³*	Число атомов H в 1 *см³*	Молекулярный вес
1100	$1,901\cdot10^{-17}$	$1,630\cdot10^{-7}$	$7,959\cdot10^{2}$	$7,129\cdot10^{5}$	4140	15,95
1200	$8,334\cdot10^{-18}$	$7,193\cdot10^{-8}$	$1,885\cdot10^{2}$	$3,127\cdot10^{5}$	3931	15,84
1300	$3,737\cdot10^{-18}$	$3,268\cdot10^{-8}$	$4,634\cdot10^{1}$	$1,402\cdot10^{5}$	3738	15,61
1400	$1,712\cdot10^{-18}$	$1,537\cdot10^{-8}$	$1,181\cdot10^{1}$	$6,413\cdot10^{4}$	3559	15,24
1500	$8,020\cdot10^{-19}$	$7,565\cdot10^{-9}$	$3,118\cdot10^{0}$	$2,293\cdot10^{4}$	3393	14,50
1600	$3,842\cdot10^{-19}$	$3,968\cdot10^{-9}$	$8,508\cdot10^{-1}$	$1,424\cdot10^{4}$	3238	13,24
1700	$1,887\cdot10^{-19}$	$2,269\cdot10^{-9}$	$2,398\cdot10^{-1}$	$6,900\cdot10^{3}$	3094	11,37
1800	$9,547\cdot10^{-20}$	$1,444\cdot10^{-9}$	$6,969\cdot10^{-2}$	$3,403\cdot10^{3}$	2960	9,04
1900	$5,015\cdot10^{-20}$	$1,031\cdot10^{-9}$	$2,087\cdot10^{-2}$	$1,707\cdot10^{3}$	2834	6,65
2000	$2,771\cdot10^{-20}$	$8,145\cdot10^{-10}$	$6,434\cdot10^{-3}$	$8,710\cdot10^{2}$	2717	4,65
2100	$1,636\cdot10^{-20}$	$6,941\cdot10^{-10}$	$2,039\cdot10^{-3}$	$4,514\cdot10^{2}$	2607	3,22
2200	$1,050\cdot10^{-20}$	$6,224\cdot10^{-10}$	$6,639\cdot10^{-4}$	$2,375\cdot10^{2}$	2504	2,31
2300	$7,396\cdot10^{-21}$	$5,754\cdot10^{-10}$	$2,218\cdot10^{-4}$	$1,269\cdot10^{2}$	2408	1,76
2400	$5,697\cdot10^{-21}$	$5,415\cdot10^{-10}$	$7,598\cdot10^{-5}$	$6,874\cdot10^{1}$	2317	1,44
2500	$4,731\cdot10^{-21}$	$5,151\cdot10^{-10}$	$2,666\cdot10^{-5}$	$3,776\cdot10^{1}$	2231	1,26
2600	$4,151\cdot10^{-21}$	$4,930\cdot10^{-10}$	$9,577\cdot10^{-6}$	$2,102\cdot10^{1}$	2151	1,15
2700	$3,780\cdot10^{-21}$	$4,737\cdot10^{-10}$	$3,519\cdot10^{-6}$	$1,186\cdot10^{1}$	2075	1,09
2800	$3,525\cdot10^{-21}$	$4,562\cdot10^{-10}$	$1,321\cdot10^{-6}$	$6,770\cdot10^{0}$	2003	1,06
2900	$3,336\cdot10^{-21}$	$4,402\cdot10^{-10}$	$5,068\cdot10^{-7}$	$3,913\cdot10^{0}$	1935	1,04
3000	$3,186\cdot10^{-21}$	$4,253\cdot10^{-10}$	$1,984\cdot10^{-7}$	$2,288\cdot10^{0}$	1871	1,02

Таблица 29

Характеристики ночной атмосферы для высот от 1100 до 3000 *км* (*T*=1044° K)

Высота, *км*	Плотность, *г/см³*	Давление, *дин/см²*	Число молекул N_2 в 1 *см³*	Число атомов O в 1 *см³*	Число атомов H в 1 *см³*	Молекулярный вес
1100	$2,006\cdot10^{-19}$	$1,728\cdot10^{-9}$	$1,857\cdot10^{-1}$	$7,241\cdot10^{3}$	$4,754\cdot10^{3}$	10,07
1200	$5,990\cdot10^{-20}$	$9,161\cdot10^{-10}$	$1,919\cdot10^{-2}$	$1,977\cdot10^{3}$	$4,383\cdot10^{3}$	5,67
1300	2,161·	$6,635\cdot10^{-10}$	$2,104\cdot10^{-3}$	$5,581\cdot10^{2}$	$4,047\cdot10^{3}$	2,83
1400	1,059·	$5,632\cdot10^{-10}$	$2,441\cdot10^{-4}$	$1,628\cdot10^{2}$	$3,746\cdot10^{3}$	1,63
1500	$7,105\cdot10^{-21}$	$5,076\cdot10^{-10}$	$2,993\cdot10^{-5}$	$4,900\cdot10^{1}$	$3,474\cdot10^{3}$	1,21
1600	$5,795\cdot10^{-21}$	$4,672\cdot10^{-10}$	$3,867\cdot10^{-6}$	$1,520\cdot10^{1}$	$3,228\cdot10^{3}$	1,08
1700	5,147·	$4,336\cdot10^{-10}$	$5,256\cdot10^{-7}$	$4,854\cdot10^{0}$	$3,005\cdot10^{3}$	1,03
1800	4,721·	$4,039\cdot10^{-10}$	$7,502\cdot10^{-8}$	$1,594\cdot10^{0}$	$2,802\cdot10^{3}$	1,01
1900	4,385·	$3,771\cdot10^{-10}$	$1,122\cdot10^{-8}$	$5,376\cdot10^{-1}$	$2,617\cdot10^{3}$	1,01
2000	4,094·	$3,528\cdot10^{-10}$	$1,757\cdot10^{-9}$	$1,861\cdot10^{-1}$	$2,448\cdot10^{3}$	1,01
2100	$3,834\cdot10^{-21}$	$3,305\cdot10^{-10}$	$2,875\cdot10^{-10}$	$6,607\cdot10^{-2}$	$2,294\cdot10^{3}$	1,01
2200	3,596·	$3,102\cdot10^{-10}$	$4,905\cdot10^{-11}$	$2,403\cdot10^{-2}$	$2,153\cdot10^{3}$	1,01
2300	3,380·	$2,915\cdot10^{-10}$	$8,717\cdot10^{-12}$	$8,944\cdot10^{-3}$	$2,024\cdot10^{3}$	1,01
2400	3,181·	$2,744\cdot10^{-10}$	$1,612\cdot10^{-12}$	$3,405\cdot10^{-3}$	$1,905\cdot10^{3}$	1,01
2500	2,998·	$2,586\cdot10^{-10}$	$3,095\cdot10^{-13}$	$1,325\cdot10^{-3}$	$1,793\cdot10^{3}$	1,01
2600	2,829·	$2,440\cdot10^{-10}$	$6,161\cdot10^{-14}$	$5,266\cdot10^{-4}$	$1,694\cdot10^{3}$	1,01
2700	2,673·	$2,306\cdot10^{-10}$	$1,273\cdot10^{-14}$	$2,136\cdot10^{-4}$	$1,601\cdot10^{3}$	1,01
2800	2,529·	$2,182\cdot10^{-10}$	$2,720\cdot10^{-15}$	$8,333\cdot10^{-5}$	$1,514\cdot10^{3}$	1,01
2900	2,359·	$2,066\cdot10^{-10}$	$6,010\cdot10^{-16}$	$3,724\cdot10^{-5}$	$1,434\cdot10^{3}$	1,01
3000	$2,272\cdot10^{-21}$	$1,960\cdot10^{-10}$	$1,371\cdot10^{-16}$	$1,599\cdot10^{-5}$	$1,360\cdot10^{3}$	1,01

Количество облаков выражается в десятых долях поверхности небосвода, покрытой ими в данный момент. Совершенно ясному небу соответствует 0 баллов, совершенно пасмурному — 10 баллов.

В табл. 25—29 приведены некоторые характеристики атмосферы для высот ниже 3000 *км* (1 *дин/см*^{2}=0,1 *н/м*^{2}).

Характеристики, определяющие распространение электромагнитных волн в атмосфере, имеют резко выраженные максимумы и минимумы, соответствующие концентрациям свободных электронов в ионосфере. Максимумы носят название слоев (табл. 30).

Таблица 30

Характеристика ионосферы

Наименование характеристик	Слои ионосферы			
	D	E	F_1	F_2
Высота слоя, *км*	50—90	105—120	150—170	250—275
Высота максимальной концентрации электронов, *км*	70	120	170	250
Число частиц в 1 *см*^{3}	$2\cdot10^{15}$	$2\cdot10^{2}$	$2\cdot10^{10}$	10^9
Состав атмосферы (в порядке возрастания)	N_2, O_2	N_2, O_2, O	N_2, O, N	O, N_2, N
Максимальное число электронов в 1 *см*^{3}: при отсутствии солнечных пятен	300?	$1{,}34\cdot10^5$	$2{,}4\cdot10^5$	$5{,}9\cdot10^5$
при 100 солнечных пятнах	—	$1{,}88\cdot10^5$	$3{,}6\cdot10^5$	$1{,}8\cdot10^6$
Степень образования электронов в 1 *см*^{2} за 1 *сек* (Солнце в зените): при отсутствии солнечных пятен	—	$5\cdot10^8$	$1{,}9\cdot10^9$	$2{,}3\cdot10^9$
при 100 солнечных пятнах	—	$10\cdot10^8$	$4{,}2\cdot10^9$	$6{,}9\cdot10^9$
Характер влияния на распространение радиоволн	В большей степени поглощает чем отражает длинные волны (~10 *км*)	Отражает волны с частотой менее 3—4 *Мгц*	Отражает волны с частотой 5—10 *Мгц*	—

§ 4. Радиационные зоны Земли

Заряженные частицы (электроны и протоны) в результате взаимодействия с магнитным полем Земли образуют вокруг земного шара так называемые радиационные зоны. Существуют две зоны радиации.

1. Внутренний радиационный пояс — экваториальная зона частиц высокой интенсивности, в основном протонов, с энергией от 30 до 800 *Мэв*. Расположена симметрично относительно магнитного экватора и ограничена снаружи силовыми линиями, выходящими на геомагнитной широте 35—40°. Обращенная к Земле граница внутреннего пояса отстоит от ее поверхности на 500 *км* в западном полушарии и на 1500—1600 *км* в восточном. Несимметричность внутреннего радиационного пояса обусловлена смещением магнитного диполя относительно географического центра Земли на расстояние около 500 *км*. Максимум интенсивности протонов во внутреннем поясе расположен на удалении от 1,4 до 1,45 R_e (9000—9250 *км*) от центра Земли, т. е. на высоте 2600—2900 *км* над ее поверхностью. Верхняя граница пояса расположена на высоте 9000—10000 *км* над поверхностью планеты.

2. Внешний радиационный пояс — зона между двумя поверхностями, образованными силовыми линиями магнитного поля Земли, выходящими на геомагнитных широтах 50 и 70°. В состав этого пояса входят в основном электроны с энергией 30—100 *кэв*.

Внутренний и внешний радиационные пояса составляют части электроно- и протоносферы Земли.

Протоносфера (рис. 10) представляет собой пространственное распределение протонов в магнитном поле Земли (магнитосфере). Наиболее энергичная часть протонной компоненты или внутренний пояс (протоны с энергией 30—800 *Мэв*) располагается на самых близких к Земле магнитных оболочках от 1,15 до 2,5 R_e. Для протонов с энергией $Э_p>0{,}1$ *Мэв* граница протоносферы проходит на расстоянии от 8 до 10 R_e от центра Земли.

Для энергий $Э_p>80$ *Мэв* спектр протонов $dN_p\sim Э_p^{-1{,}8}dЭ$; для энергий 20 *Мэв*$<Э_p<$80 *Мэв* спектр протонов $dN_p\sim Э_p^{-1}dЭ$, т. е. становится более жестким.

Временные вариации протонной компоненты в магнитосфере связаны с магнитными бурями и с 11-летним цик-

лом солнечной активности. В период магнитных бурь происходит кратковременное перераспределение протонов в пространстве и сброс в атмосферу в течение нескольких часов или даже дней. В периоды минимума солнечной активности земная атмосфера остывает и несколько сжимается. При этом уменьшаются потери частиц из поясов (рис. 11). На усредненном дифференциальном спектре протонов внутреннего радиационного пояса отчетливо заметны два максимума (рис. 12).

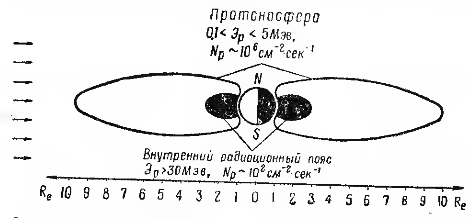


Рис. 10. Протоносфера Земли. Внутренний радиационный пояс (R_e — радиус Земли)

В электроносфере (рис. 13) электроны низких энергий ($Э^e$>40 *кэв*) заполняют почти равномерно всю магнитосферу. Внешняя граница электроносферы очень нестабильна. На дневной стороне она более удалена от Земли, чем на ночной. На магнитных оболочках менее 5 R_e вариации «день—ночь» в мягкой электронной компоненте не наблюдается. Электроны высоких энергий ($Э_e$>500 *кэв*) образуют внешний радиационный пояс. Внешняя граница электроносферы довольно крутая: на протяжении нескольких километров энергия электронов резко падает. В начале главной фазы магнитных бурь внешняя граница электроносферы приближается к Земле, а в фазе восстановления удаляется от нее.

По виду энергетического спектра электронную компоненту разбивают на несколько интервалов:

1,03 R_e<L<3,5 R_e — интегральный спектр электронов в области 0,5—4 *Мэв* относительно жесткий;

Рис. 11. Распределение потока протонов (*протон* $\cdot см^{-2} \cdot сек^{-1}$) с энергией $Э_p$> 30 *Мэв* в зависимости от геомагнитной широты и расстояния от центра Земли (R_e — радиус Земли)

Рис. 12. Усредненный дифференциальный спектр протонов $dN_p/dЭ_p$ внутреннего радиационного пояса

3,5 $R_e<L<5$ R_e — максимум электронной компоненты; электронный спектр для электронов с энергией 0,5—4 *Мэв* становится более мягким.

В настоящее время еще нет ясности в вопросе об электронных спектрах в магнитосфере. Это особенно относится к форме электронного спектра для 2 $R_e<L<8$ R_e в области энергий от 100 *кэв* до нескольких *Мэв*.

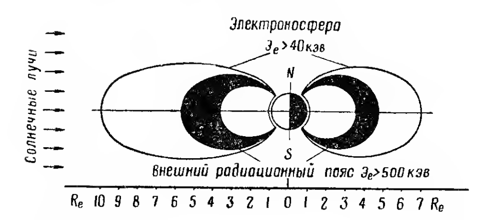


Рис. 13. Электроносфера Земли. Внешний радиационный пояс (R_e — радиус Земли)

Интенсивность радиации в электронном поясе зависит от расстояния до центра Земли (рис. 14).

Структура радиационных поясов и расположение линий равной интенсивности захваченного излучения в плоскости геомагнитного меридиана приведена на рис. 15.

Среднетканевая и локальная *поглощенные дозы*, создаваемые протонами нормального спектра, в отсутствие защиты соответственно равны: 35 *рад* (46 *бэр*) и 60 *рад* (193 *бэр*). *Рад* — единица поглощенной энергии ионизирующего излучения, соответствующая физической дозе любого излучения, при действии которой в 1 *г* (в 1 *см*^{3}) вещества поглощается 100 *эрг*. 1 *рад*=1,12 *р*. Бэр — биологический эквивалент рентгена.

Наибольшую опасность для космонавтов представляет внешний радиационный пояс. Критерием опасности при полетах в этом поясе считают мощность тканевой дозы, создаваемой электронами пояса в биологическом объекте (табл. 31).

Полагают, что комбинированная защита от радиации внешнего пояса должна состоять из двух слоев: наружного из материалов с низким атомным номером (для уменьшения генерации тормозного излучения) и внутреннего из материалов с высоким атомным номером (для увеличения поглощения тормозного излучения).

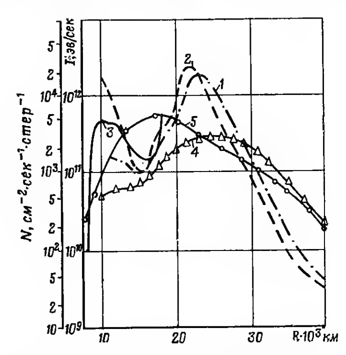


Рис. 14. Зависимость интенсивности радиации *I* в электронном поясе от расстояния *R* до центра Земли; *1* и *2* — по измерениям на ракете «Пионер-III» (восходящая и нисходящая ветви); *3* — по измерениям на ракете «Пионер-IV»; *4* и *5* — по измерениям полной ионизации на первой и второй космических ракетах соответственно

Длительные полеты ниже внутренней зоны радиации в период отсутствия солнечных вспышек не представляют опасности. Этот вывод подтверждается величинами суммарных доз излучения, полученных в полетах первыми советскими космонавтами: А. Г. Николаев — 67 *мрад*, П. Р. Попович — 50 *мрад*, В. Ф. Быковский — 50 *мрад*, В. В. Николаева-Терешкова — 30 *мрад*.

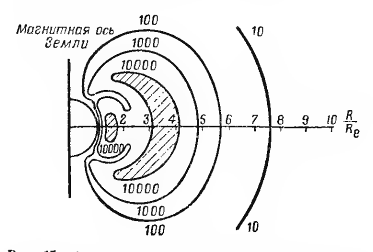


Рис. 15. Структура радиационных поясов и расположение линий равной интенсивности захваченного излучения в плоскости геомагнитного меридиана. Цифры у контуров равной интенсивности соответствуют скорости счета газоразрядного счетчика, *имп/сек*. Геометрический фактор счетчика $G = 0{,}8$ *см*^{2}. Экранировка счетчика по отношению к внешнему пространству составляет 1,2 *г/см*^{2} (R_e — радиус Земли)

Таблица 31

Дозы излучения от электронов внешнего пояса

(в период максимума интенсивности радиации)

Толщина защитного слоя d, *г/см*^{2}	Доза, *мрад/час*	
	от тормозного излучения	от проникающих электронов
0,1	228	29200
0,2	200	13600
0,5	140	2340
1,0	107	394
3,0	82,3	0,08
5,0	48,6	0
10,0	17,9	0

§ 5. Магнитное поле Земли

Земля представляет собой слабый постоянный магнит. Ее магнитное поле напоминает магнитное поле диполя, ось которого наклонена примерно на 11°,4 к оси вращения. Напряженность вертикального поля составляет 0,63 *гс* (гаусса) на геомагнитных полюсах и 0,31 *гс* на экваторе. Геомагнитные полюсы не являются диаметрально противоположными. Линия, связывающая оба геомагнитных полюса, проходит на расстоянии около 1100 *км* от центра Земли.

Геомагнитное поле отклоняется от правильного поля центрального диполя вследствие неоднородности магнитных свойств земной коры и местных аномалий, вызываемых главным образом залежами магнитных руд. Общее отклонение, более слабое, чем многие местные аномалии, дает «действительное» геомагнитное поле, называемое недипольным моментом, постепенно меняющимся (вековое изменение) как по направлению, так и по интенсивности намагничивания. Максимальная величина изменения горизонтальной либо вертикальной составляющей геомагнитного поля равна примерно $1{,}5 \cdot 10^{-3}$ *гс* в год. Как недипольное поле, так и вековые изменения медленно смещаются в западном направлении на величину 0°,2 в год. Само поле центрального диполя движется более медленно и незакономерно.

Геомагнитное поле локализуется в ограниченной области околоземного космического пространства вследствие давления постоянно действующего корпускулярного потока (солнечного ветра). Область локализации геомагнитного поля называется м а г н и т о с ф е р о й Земли.

Скалярный потенциал геомагнитного поля в центральной части магнитосферы (на освещенной Солнцем стороне в интервале широт ±70° и таком же интервале долгот) с достаточной степенью точности можно считать аксиально симметричным и описать уравнением

$$U = U_0 + U_1 = -0{,}31 \frac{R_e^3}{r^2} \sin\varphi - 0{,}41 \frac{R_e^3}{r_0^3} \cdot r \sin\varphi, \quad (21)$$

где U_0 — потенциал геомагнитного поля от внутренних источников, *гс* · *см*^{3}; U_1 — потенциал магнитного поля то-

ков, текущих по поверхности магнитосферы, *гс · см*³; r_0 — расстояние до границы магнитосферы вдоль линии Земля—Солнце; R_e — земной радиус, равный $6371 \cdot 10^5$ *см*; r — расстояние до точки. в которой определяется потенциал поля, *см*; φ — геомагнитная широта.

Граница магнитосферы приближается к Земле во время магнитных бурь. В магнитно-спокойное время r_0 достигает (10—15) R_e, в период магнитных бурь — (3—6) R_e.

Последние экспериментальные данные показывают, что магнитосфера является открытым образованием — силовые линии на ночной стороне образуют так называемый магнитный хвост Земли, не вращающийся вместе с Землей. Внутри магнитного хвоста обнаружен нейтральный слой, где напряженность магнитного поля практически равна нулю.

Вне магнитосферы Земли магнитное поле имеет волокнистую структуру и, по-видимому, представляет собой магнитное поле Солнца, вмороженное в выброшенную из Солнца плазму. Величина межпланетного магнитного поля 10^{-5}—10^{-6} *гс*.

§ 6. Космические лучи.

Космические лучи — потоки быстрых заряженных частиц с энергиями от нескольких миллионов до многих миллиардов электронвольт. 1 *эв* $= 1{,}6 \cdot 10^{-12}$ *эрг* или $1{,}6 \cdot 10^{-19}$ *дж* ($4{,}45 \cdot 10^{-26}$ *кв · ч*). Средняя энергия первичных космических частиц, приходящих на Землю из мирового пространства, составляет около $10 \cdot 10^9$ *эв*. Состав ядерной компоненты космических лучей следующий: протоны — 100; ядра гелия — 15,5; легкие ядра ($3 \leqslant Z \leqslant 5$) — 0,24, средние ядра ($6 \leqslant Z \leqslant 9$) — 1,2, тяжелые ядра ($Z \geqslant 10$) — 0,4 ($Z$ — порядковый номер элемента в таблице Д. И. Менделеева).

На границе атмосферы в высоких широтах поток космических частиц равен (1—2) *част/см*² · *сек*. Число это незначительно меняется во времени.

Первичные космические лучи в результате многократных взаимодействий с ядрами атомов атмосферы существенно преобразуются, в результате чего возникают такие вторичные частицы, как заряженные и нейтральные π-мезоны и в небольшой дозе К-мезоны и гипероны.

Нейтральные π^0-мезоны, распадаясь, дают начало фотонно-электронной компоненте космических лучей. Часть заряженных π-мезонов и К-мезонов распадается, а часть сталкивается с ядрами атомов и порождает новые частицы. По мере проникновения в атмосферу число частиц космических лучей сначала увеличивается, достигает резко выраженного максимума на высоте около 20 *км*, а затем постепенно уменьшается. Первичные частицы до поверхности Земли практически не доходят. На уровне моря 70% всех частиц представляют собой μ-мезоны, а 30% — электроны. При повышении атмосферного давления на 1 *см рт. ст.* суммарная интенсивность вторичных космических лучей уменьшается на 3,5%, при повышении температуры воздуха на 1° С — на 0,2%.

Глава 6

ЛУНА

§ 1. Физические характеристики Луны

Средняя видимая звездная величина	$-12^m{,}7$
Средний угловой диаметр	31′5″
Радиус видимой окружности Луны $R_Л$	1738 *км*
Орбита Луны вокруг Земли	Эллиптическая
Средиее расстояние от Земли	384400 *км* (60,27 экваториальных $R_З$)
Эксцентриситет	0,0549
Наклонение к эклиптике	5°9′
Синодический период обращения (интервал времени между двумя последовательными новолуниями)	29 *суток*, 12 *ч*, 44 *мин*, 03 *сек*
Сидерический период обращения (интервал времени, необходимый, чтобы Луна вернулась к одному и тому же положению среди звезд)	27,32166 *суток*
Скорость движения по орбите	1 *км/сек*
Период вращения вокруг оси	27,32166 *суток*
Объем	$2 \cdot 10^{25}$ *см*³
Масса	$7{,}35 \cdot 10^{25}$ *г* (1/81,5 массы Земли)
Средняя плотность	3,34 *г/см*³
Скорость диссипации	2,4 *км/сек*

На основе вычислений и косвенных измерений гипотетическая модель лунных условий может быть представлена следующим образом:

Альбедо	0,073 (7,3%)
Температура в полдень на экваторе	373,6°К
Температура в полночь на экваторе	119,7°К
Атмосферное давление	$14{,}7\cdot10^{-13}$ *мм рт. ст.*
Плотность атмосферы	$4\cdot10^{5}$ *молекул/см³* (плотность атмосферы Земли на уровне моря около $25\cdot10^{18}$ *молекул/см³*)
Электронная плотность атмосферы	10^{3} *электронов/см³*
Магнитное поле	$0{,}14\cdot10^{-3}$ *гс*
Доза нейтронов	$0{,}12\cdot10^{-3}$ *бэр/неделю*
Естественная радиация на поверхности	$0{,}2\cdot10^{-3}$ *бэр/неделю*
Полная доза на поверхности:	
максимальная	$339\cdot10^{-3}$ *бэр/неделю*
минимальная	$119\cdot10^{-3}$ *бэр/неделю*
Ускорение силы тяжести на поверхности	162 *см/сек²*
Прочность грунта (слой пыли)	$7{,}031\cdot10^{-1}$ *кГ/см²*
Прочность грунта (поверхностная скала)	1750 *кГ/см²*
Размер пылевых частиц	5 *мк*
Теплопроводность грунта	$4{,}8\cdot10^{-6}$ *кал/(см·сек·град)*
Удельная теплоемкость	0,22 *кал/(град·см³)*

§ 2. Поверхность Луны

Луна всегда обращена к Земле одной стороной, так как сидерический период вращения Луны вокруг оси равен сидерическому периоду обращения ее вокруг Земли. Из-за неравномерного движения Луны по орбите, вследствие притяжения Солнца и ближайших планет солнечной системы, а также приливно-отливных сил взаимодействия с Землей и наклонения орбиты Луны к эклиптике с Земли можно наблюдать примерно 59% лунной поверхности. В зависимости от взаимного положения Земли, Луны и Солнца видны различные освещенные части лунного диска, которые получили название ф а з Л у н ы. Основных фаз Луны четыре: новолуние (к Земле обращена неосвещенная часть Луны), первая четверть, полнолуние и последняя четверть.

Полная поверхность Луны равна 38 млн. *км*², т. е. только в 1,75 раза превышает территорию Советского

Союза. Поверхность Луны покрыта горными хребтами с вершинами, достигающими высоты 8—9 *км*, кратерами и многочисленными небольшими углублениями и возвышенностями. Самая большая лунная вершина высотой 9 *км* составляет 1/200 лунного радиуса. Поэтому вершины гор у южного полюса Луны всегда освещаются Солнцем. Наоборот, северный полюс Луны лежит на дне одного из больших цирков.

Области на поверхности Луны, которые выглядят более темными, названы м о р я м и, светлые области именуются м а т е р и к а м и. При благоприятных условиях наблюдения в телескоп отчетливо видны большие кольцевые горы — ц и р к и — и многочисленные крупные к р а т е р ы, число которых на видимой стороне превышает 35 000. Самые большие цирки имеют диаметр около 200 *км*.

По фотографиям, полученным с близкого расстояния с помощью космического аппарата «Рейнджер» (США) и советского искусственного спутника Луны — станции «Луна-12», установлено, что на Луне преобладают кратеры. На 100 *км*² поверхности насчитывается более 82 500 кратеров диаметром 2—16 *м*. Число их тем больше, чем меньше размеры. Относительная глубина кратеров, т. е. отношение глубины кратера к его диаметру, колеблется в пределах 0,13—0,22. Небольшие кратеры на поверхности лунных морей по своему внешнему виду подобны кратерам больших размеров (за исключением того, что дно больших кратеров плоское, а малых — сферическое или конусное). Большинство кратеров диаметром менее 250—300 *м* имеют гладкие брустверы, наклон которых достигает 40°.

По внешнему виду кратеры можно разделить на первичные, которые, как полагают, образовались в результате удара метеоритов или вулканической деятельности; вторичные, образованные обломками грунта, которые были выброшены при возникновении первичных кратеров, и воронкообразные, сходные по форме с воронками, которые образуются в сыпучем грунте. От некоторых лунных кратеров простираются так называемые светлые лучи. Длина шести лучей, выходящих из кратера Тихо, превышает 1000 *км*, а длина еще одного достигает 4000 *км*. Фотографии, полученные с помощью станции «Луна-12» в районе светлых лучей кратера Аристарха, позволяют предположить, что светлые лучи являются совокупностью достаточ-

но мелких лунок, образованных в результате выбросов из основного кратера.

С помощью автоматических межпланетных станций «Луна-3» и «Зонд-3» в Советском Союзе были получены фотографии невидимой стороны Луны. Судя по этим фотографиям, северная часть обратной стороны Луны занята гигантским материком. На обратной стороне Луны были обнаружены также обширные впадины, названные талласоидами, кратерные цепочки огромной протяженности и большое число кратеров. Топографические особенности рельефа видимой части Луны идентичны как для крупномасштабных (горные хребты), так и для мелкомасштабных (борозды, цепочки кратеров) деталей лунной поверхности, что, вероятно, является следствием их общего происхождения.

Благополучное прилунение автоматической станции «Луна-9» показало, что грунт в месте посадки обладает достаточной механической прочностью, заметных следов пыли не обнаружено. Изображения лунного ландшафта, переданные станцией «Луна-9», с восточной окраины Океана Бурь вблизи лунного экватора свидетельствуют, что в этом районе поверхность Луны сравнительно ровная, имеются лишь небольшие углубления и холмы. На фотографии различаются детали поверхности размеров около 1—2 *мм*, заметны отдельные образования типа камней, некоторые из них превышают в поперечнике 15 *см*.

С помощью сцинтилляционного гамма-спектрометра, установленного на первом в мире искусственном спутнике Луны — советской станции «Луна-10», были получены данные о радиоактивности лунных пород. Эти данные свидетельствуют, что большая часть гамма-излучения лунных пород относится к наведенной радиоактивности, возникшей в результате взаимодействия космических лучей с лунным веществом. По уровню естественной радиоактивности, обусловленной наличием урана, тория и калия-40, лунные породы соответствуют базальтовым породам Земли.

Измерения с помощью спутника «Луна-10» позволили выявить слабое, однородное и регулярное магнитное поле напряженностью в пределах 17—35 *гамм* (1 *гамм* $=10^{-5}$ *э*), которое может быть собственным полем Луны, межпланетным магнитным полем солнечного происхождения и «хвостом» магнитосферы Земли.

Можно полагать, что Луна имеет атмосферу, плотность которой не более $4 \cdot 10^{-5}$ *молекул/см*^{3}, что соответствует давлению у поверхности Луны не более $14{,}7 \cdot 10^{-13}$ *мм рт. ст.* Под воздействием солнечного излучения атомы лунной атмосферы должны образовывать лунную ионосферу. На орбите спутника луны «Луна-10» зарегистрированы потоки ионов малых энергий (не менее 30 частиц в 1 *см*^{3}). Возможно, Луна имеет пояс захваченной радиации, в котором уровень интенсивности частиц в 10^5 раз меньше, чем в радиационных зонах Земли.

§ 3. Радиоизлучение Луны

Луна является источником теплового радиоизлучения и по своим свойствам приближается к абсолютно черному телу. Радиоизлучение Луны зависит от ее фазы. На волнах длиннее 20 *см* яркостная температура $T_{\text{ял}}$ от фазы Луны практически не зависит (табл. 32).

Таблица 32

Основные данные радиоизлучения Луны

Длина волны, *см*	Яркостная температура, °К	Постоянная составляющая яркостной температуры, °К	Амплитуда 1-й гармоники (ряда Фурье), °К		Запаздывание фазы гармоники относительно фазы Луны, *град*
			максимальная	усредненная	
0,4	230	203	75	54	24
0,8	230	205	50	40	32
1,6	232	207	35	32	35
3,2	235	210	16	13	40
9,6	245	218	5	4	42
20	250	225	2	1,5	44
35	260	235	—	—	—
50	270	240	—	—	—

Яркостная температура центральной части лунного диска

$$T_{яЛ} = T_0 - T_{\sim 1} \cos(\Phi - \xi), \quad (22)$$

где T_0 — постоянная составляющая яркостной температуры; $T_{\sim 1}$ — амплитуда 1-й гармоники разложения в ряд Фурье; Φ — фаза Луны ($\Phi = 0$ соответствует новолунию, а $\Phi = 180°$ — полнолунию); ξ — запаздывание по фазе гармоники относительно оптической фазы.

Усредненная по диску яркостная температура Луны

$$\overline{T}_{яЛ} = \overline{T}_0 - \overline{T}_{\sim 1} \cos(\Phi - \xi). \quad (23)$$

ЧАСТЬ ВТОРАЯ
МЕХАНИКА КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

РАЗДЕЛ I
ВЫВЕДЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОРБИТУ

Глава 1
СИСТЕМЫ КООРДИНАТ. ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЕ УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

§ 1. Матричная запись формул преобразования координат

Декартовыми прямоугольными координатами точки $P(x_1, x_2, x_3)$ называются взятые с определенным знаком расстояния этой точки до трех взаимно перпендикулярных плоскостей или, что то же самое, проекции радиуса-вектора $\overline{r}$ точки P (рис. 16) на три взаимно перпендикулярные оси Ox_1, Ox_2 и Ox_3.

При анализе движения космических аппаратов (КА), как правило, пользуются только правыми системами координат, у которых положительное направление на осях выбрано так, чтобы поворот на 90°, совмещающий положительный луч Ox_1 с лучом Ox_2, происходил против хода часовой стрелки, если наблюдать его со стороны луча Ox_3. Положительным направлением отсчета углов считается направление против хода часовой стрелки для наблюдателя, смотрящего с конца оси вращения.

При расчетах движения пользуются обычно той системой координат, в которой математические выражения, описывающие движение, имеют наиболее простой и удоб-

ный для расчетов вид. Однако в ряде случаев исходные данные (начальные условия) задаются в одной системе координат, в то время как расчет удобно вести в другой системе, а результаты необходимо знать в третьей системе координат. Поэтому очень важно уметь переходить от одной системы координат к другой. Наиболее просто эту операцию можно осуществлять с помощью матричной формы записи.

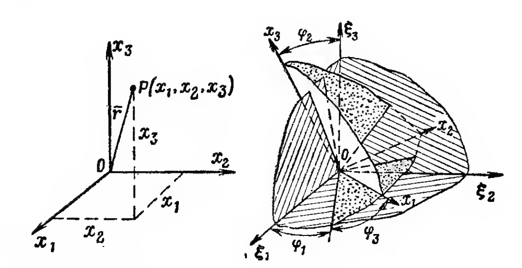


Рис. 16. Декартовы прямоугольные координаты точки P

Рис. 17. Углы φ_1, φ_2, φ_3, определяющие взаимное положение двух систем координат

Взаимное положение систем координат $Ox_1x_2x_3$ и $O\xi_1\xi_2\xi_3$, имеющих общее начало в точке O, может быть полностью охарактеризовано тремя углами: φ_1, φ_2, φ_3 (рис. 17). Если координаты точки P в обеих системах координат представить в виде матриц-столбцов:

$$\|\bar{x}\| = \begin{Vmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{Vmatrix} \text{ и } \|\bar{\xi}\| = \begin{Vmatrix} \xi_1 \\ \xi_2 \\ \xi_3 \end{Vmatrix}, \tag{24}$$

то формулы пересчета координат из одной системы в другую в форме матричного произведения будут иметь вид:

$$\|\bar{x}\| = \|A^{x\xi}\|\cdot\|\bar{\xi}\| = \begin{Vmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{Vmatrix} \cdot \begin{Vmatrix} \xi_1 \\ \xi_2 \\ \xi_3 \end{Vmatrix} = \begin{Vmatrix} a_{11}\xi_1 + a_{12}\xi_2 + a_{13}\xi_3 \\ a_{21}\xi_1 + a_{22}\xi_2 + a_{23}\xi_3 \\ a_{31}\xi_1 + a_{32}\xi_2 + a_{33}\xi_3 \end{Vmatrix},$$

где

$$\|A^{x\xi}\| = \begin{Vmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{Vmatrix} \tag{25}$$

является матрицей направляющих косинусов, элементы a_{ij} которой определяются с помощью известных углов φ_1, φ_2 и φ_3. Индекс $x\xi$ означает, что матрица $\|A^{x\xi}\|$ осуществляет переход от системы координат $O\xi_1\xi_2\xi_3$ к системе $Ox_1x_2x_3$. Транспонированная матрица

$$\|A^{x\xi}\|^{\text{т}} = \begin{Vmatrix} a_{11} & a_{21} & a_{31} \\ a_{21} & a_{22} & a_{32} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{Vmatrix}^{\text{т}} = \begin{Vmatrix} a_{11} & a_{21} & a_{31} \\ a_{12} & a_{22} & a_{32} \\ a_{13} & a_{23} & a_{33} \end{Vmatrix} = \|A^{\xi x}\| \tag{26}$$

служит для перехода от системы $Ox_1x_2x_3$ к системе $O\xi_1\xi_2\xi_3$. Составить матрицу $\|A^{x\xi}\|$, т. е. определить ее элементы a_{ij}, можно с помощью последовательного перемножения трех элементарных матриц $\|\varphi_1\|$, $\|\varphi_2\|$ и $\|\varphi_3\|$, каждая из которых соответствует повороту системы координат на один из углов φ_1, φ_2 и φ_3 вокруг определенной оси. Перемножение матриц производится по формулам:

$$\|A\|\cdot\|B\| = \begin{Vmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{Vmatrix} \cdot \begin{Vmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{Vmatrix} =$$

$$= \begin{Vmatrix} a_{11}b_{11} + a_{12}b_{21} + a_{13}b_{31} & a_{11}b_{12} + a_{12}b_{22} + a_{13}b_{32} & a_{11}b_{13} + a_{12}b_{23} + a_{13}b_{33} \\ a_{21}b_{11} + a_{22}b_{21} + a_{23}b_{31} & a_{21}b_{12} + a_{22}b_{22} + a_{23}b_{32} & a_{21}b_{13} + a_{22}b_{23} + a_{23}b_{33} \\ a_{31}b_{11} + a_{32}b_{21} + a_{33}b_{31} & a_{31}b_{12} + a_{32}b_{22} + a_{33}b_{32} & a_{31}b_{13} + a_{32}b_{23} + a_{33}b_{33} \end{Vmatrix} \tag{27}$$

Пример составления матрицы $\|A^{\xi x}\|$. Пусть в начальный момент соответствующие оси систем координат $Ox_1x_2x_3$ и $O\xi_1\xi_2\xi_3$ совпадают. Если оси не совпадают, то необходимо ввести дополнительную, четвертую элементарную матрицу. Например, для случая, показанного на рис. 18, такой матрицей будет

$$\|\varphi^{\xi x^0}\| = \begin{Vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -1 & 0 \end{Vmatrix}$$

Первый поворот системы $Ox_1x_2x_3$ осуществляется вокруг оси $O\xi_3$ (или Ox_3^0) на угол φ_1. Новое положение осей

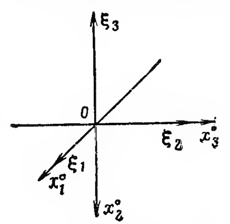


Рис. 18. Системы координат, не совпадающие в начальный момент

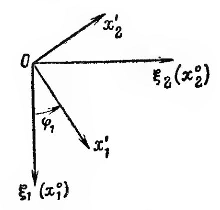


Рис. 19. Первый поворот осей на угол φ_1

обозначим одним штрихом. При этом элементарная матрица (рис. 19)

$$\|\varphi_1^{\xi x'}\| = \begin{Vmatrix} \cos\varphi_1 & -\sin\varphi_1 & 0 \\ \sin\varphi_1 & \cos\varphi_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{Vmatrix}$$

Второй поворот осуществляется вокруг оси Ox_1' на угол φ_2. Новое положение осей обозначим двумя штрихами. Соответствующая элементарная матрица (рис. 20)

$$\|\varphi_2^{x'x''}\| = \begin{Vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi_2 & -\sin\varphi_2 \\ 0 & \sin\varphi_2 & \cos\varphi_2 \end{Vmatrix}$$

И, наконец, третий поворот производится вокруг оси Ox_3'' на угол φ_3 (рис. 21). Матрица

$$\|\varphi_3^{x''x'''}\| = \begin{Vmatrix} \cos\varphi_3 & -\sin\varphi_3 & 0 \\ \sin\varphi_3 & \cos\varphi_3 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{Vmatrix}$$

Очевидно, что оси Ox_i''' совпадают с искомым конечным положением системы координат $Ox_1x_2x_3$. При этом

$$\|\bar{\xi}\| = \|\varphi_1\|\cdot\|\varphi_2\|\cdot\|\varphi_3\|\cdot\|\bar{x}\|,$$

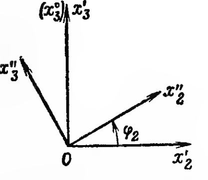


Рис. 20. Второй поворот осей на угол φ_2

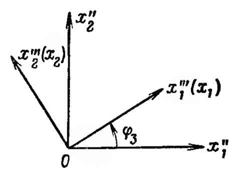


Рис. 21. Третий поворот осей на угол φ_3

откуда матрица

$$\|A^{\xi x}\| = \begin{Vmatrix} \cos\varphi_1\cos\varphi_3 - \sin\varphi_1\cos\varphi_2\sin\varphi_3 & -\cos\varphi_1\sin\varphi_3 - \sin\varphi_1\cos\varphi_2\cos\varphi_3 & \sin\varphi_1\sin\varphi_2 \\ \sin\varphi_1\cos\varphi_3 + \cos\varphi_1\cos\varphi_2\sin\varphi_3 & -\sin\varphi_1\sin\varphi_3 + \cos\varphi_1\cos\varphi_2\cos\varphi_3 & -\cos\varphi_1\sin\varphi_2 \\ \sin\varphi_2\sin\varphi_3 & \sin\varphi_2\cos\varphi_3 & \cos\varphi_2 \end{Vmatrix}$$

Для проверки правильности составления матрицы используются соотношения:

$$\left.\begin{aligned} a_{11}^2 + a_{12}^2 + a_{13}^2 = 1;\quad a_{11}a_{21} + a_{12}a_{22} + a_{13}a_{23} = 0;\\ a_{21}^2 + a_{22}^2 + a_{23}^2 = 1;\quad a_{21}a_{31} + a_{22}a_{32} + a_{23}a_{33} = 0;\\ a_{31}^2 + a_{32}^2 + a_{33}^2 = 1;\quad a_{31}a_{11} + a_{32}a_{12} + a_{33}a_{13} = 0. \end{aligned}\right\} \quad (28)$$

Чтобы определить систему координат, достаточно указать ее начало, опорное направление и основную плоскость. В механике космических полетов наиболее употребительны системы координат, начала которых располагаются: в центре Земли (*геоцентрические*), в точке стояния наблюдателя (*топоцентрические*), в центре Солнца, Луны и планет (*гелио-, селено- и планетоцентрические*). В качестве опорного направления обычно принимают направление на точку весеннего равноденствия ♈, на север или на юг меридиана наблюдателя, вдоль оси вращения Земли. За основную плоскость принимают плоскость экватора (*экваториальные*), эклиптики (*эклиптические*), горизонта (*горизонтальные* системы координат). Если положение осей системы координат не зависит от времени, то такую систему называют *инерциальной* или *абсолютной*. Если оси системы координат перемещаются (вращаются), то такую систему называют *относительной.* Параметры движения, рассматриваемые в этих системах координат, называют соответственно абсолютными или относительными.

В качестве опорного направления обычно выбирают ось Ox_1 и в качестве основной плоскости — плоскость Ox_1x_2.

Кроме декартовых координат x_1, x_2, x_3, употребляют также полярные сферические координаты: широту φ, долготу λ, радиус-вектор r. Долгота λ отсчитывается в основной плоскости Ox_1x_2 от опорной оси в пределах от 0 до 2π. Широта φ отсчитывается вдоль меридианальной плоскости в пределах от 0 до $\pm\pi/2$ от опорной плоскости. Полярные сферические и декартовы координаты связаны между собой следующими зависимостями:

$$\left.\begin{aligned} \sin\lambda = x_2/\sqrt{x_1^2 + x_2^2};\\ \cos\lambda = x_1/\sqrt{x_1^2 + x_2^2};\\ r = \sqrt{x_1^2 + x_2^2 + x_3^2};\\ \sin\varphi = x_3/r. \end{aligned}\right\} \quad \left.\begin{aligned} x_1 = r\cos\varphi\cos\lambda;\\ x_2 = r\cos\varphi\sin\lambda;\\ x_3 = r\sin\varphi. \end{aligned}\right\} \quad (29)$$

Иногда пользуются цилиндрическими координатами: радиусом ρ, полярным углом φ и аппликатой z, которые связаны с декартовыми следующими соотношениями:

$$\left.\begin{aligned} \rho = \sqrt{x_1^2 + x_2^2};\\ \varphi = \operatorname{arctg}(x_2/x_1);\\ z = x_3. \end{aligned}\right\} \quad \left.\begin{aligned} x_1 = \rho\cos\varphi;\\ x_2 = \rho\sin\varphi;\\ x_3 = z. \end{aligned}\right\} \quad (30)$$

§ 2. Основные системы координат

Абсолютная геоцентрическая (экваториальная) система координат $Ox_{г.а}y_{г.а}z_{г.а}$ (рис. 22). Начало ее расположено в центре Земли. Ось $Ox_{г.а}$ направлена в точку весеннего равноденствия ♈, а ось $Oz_{г.а}$ — вдоль оси вращения Земли в сторону северного полюса; ось $Oy_{г.а}$ дополняет систему до правой. Иногда в этой системе полярные сферические координаты: широту φ и долготу λ называют соответственно *склонением* δ и *прямым восхождением* α КА (светила).

Относительная геоцентрическая (экваториальная) система координат $Ox_гy_гz_г$ (рис. 22). Начало этой системы также расположено в центре Земли. Оси ее совпадают с осями абсолютной системы координат в момент, когда начальный гринвичский меридиан, с которым связана ось $Ox_г$, пересекает ось $Ox_{г.а}$ абсолютной системы координат.

Для перехода от относительной системы координат к абсолютной пользуются матрицей:

$$\|A^{г.а\,г}\| = \begin{Vmatrix} \cos(\Omega_e S_0) & -\sin(\Omega_e S_0) & 0\\ \sin(\Omega_e S_0) & \cos(\Omega_e S_0) & 0\\ 0 & 0 & 1 \end{Vmatrix} \quad (31)$$

где Ω_e — угловая скорость вращения Земли; S_0 — местное звездное время гринвичского меридиана.

Горизонтальная топоцентрическая система координат $Px_{т}y_{т}z_{т}$ (рис. 23). Начало ее совмещено с точкой P стояния наблюдателя на поверхности Земли. Основная плоскость — плоскость горизонта. Ось $Px_{т}$ направлена по касательной к меридиану в сторону севера, а ось $Py_{т}$ — вдоль радиуса, соединяющего центр Земли O

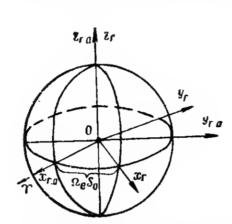


Рис. 22. Абсолютная $Ox_{г.а}y_{г.а}z_{г.а}$ и относительная $Ox_{г}y_{г}z_{г}$ геоцентрические (экваториальные) системы координат: Ω_e — скорость вращения Земли; S_0 — звездное время

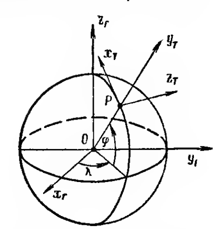


Рис. 23. Горизонтальная топоцентрическая $Px_{т}y_{т}z_{т}$ и геоцентрическая $Ox_{г}y_{г}z_{г}$ системы координат: λ, φ — долгота и широта точки P

с точкой P; ось $Pz_{т}$ дополняет систему до правой. Положение этой системы координат относительно системы координат $Ox_{г}y_{г}z_{г}$ определяется широтой φ и долготой λ точки P стояния наблюдателя.

Для перехода от топоцентрической системы к относительной геоцентрической системе координат пользуются матрицей

$$\left\| A^{г\,т} \right\| = \left\| \begin{matrix} \cos\lambda\sin\varphi & \cos\lambda\cos\varphi & -\sin\lambda \\ \sin\lambda\sin\varphi & \sin\lambda\cos\varphi & \cos\lambda \\ \cos\varphi & -\sin\varphi & 0 \end{matrix} \right\| \qquad (32)$$

Поскольку начала этих систем координат не совпадают,

$$\left\| \bar{x}_{г} \right\| = \left\| \begin{matrix} R_e\cos\varphi\cos\lambda \\ R_e\cos\varphi\sin\lambda \\ R_e\sin\varphi \end{matrix} \right\| + \left\| A^{г\,т} \right\| \cdot \left\| \bar{x}_P \right\| \qquad (33)$$

где R_e — радиус Земли.

Стартовая система координат $Px_{c}y_{c}z_{c}$ (рис. 24). Начало ее совмещено с центром масс P ракеты-носителя, стоящей на стартовом устройстве. Основная плоскость — плоскость горизонта. Ось Py_{c} направлена по радиусу, соединяющему центр Земли O с точкой P, а ось Px_{c} — по касательной к окружности большого круга, в

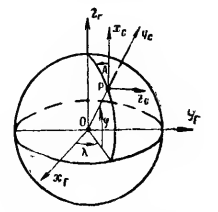


Рис. 24. Стартовая $Px_{c}y_{c}z_{c}$ и геоцентрическая $Ox_{г}y_{г}z_{г}$ системы координат: λ, φ — долгота и широта точки P; A — азимут траектории выведения

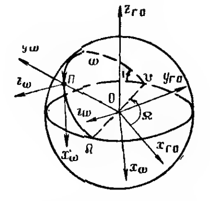


Рис. 25. Орбитальная неподвижная $Ox_{\omega}y_{\omega}z_{\omega}$ и абсолютная геоцентрическая $Ox_{г.а}y_{г.а}z_{г.а}$ системы координат: $П$ — перигей; ☊, ☋, i, Ω, ω — элементы орбиты

плоскости которого располагается траектория выведения; ось Pz_{c} дополняет систему до правой. Положение этой системы относительно системы $Ox_{г}y_{г}z_{г}$ определяется широтой φ и долготой λ точки P, а также азимутом A траектории выведения.

Для перехода от стартовой системы координат к геоцентрической используется матрица:

$$\| A^{\text{г с}} \| = \begin{Vmatrix} -\cos\lambda\sin\varphi\cos A - \sin\lambda\sin A & \cos\lambda\cos\varphi & \cos\lambda\sin\varphi\sin A - \sin\lambda\cos A \\ -\sin\lambda\sin\varphi\cos A + \cos\lambda\sin A & \sin\lambda\cos\varphi & \sin\lambda\sin\varphi\sin A + \cos\lambda\cos A \\ \cos\varphi\cos A & \sin\varphi & -\cos\varphi\sin A \end{Vmatrix} \quad (34)$$

Пересчет координат производится с помощью соотношения (33).

Орбитальная неподвижная система координат $Ox_\omega y_\omega z_\omega$ (рис. 25). Начало ее располагается в центре Земли. Основная плоскость — плоскость орбиты. Опорная ось Oy_ω направлена в точку перигея Π орбиты, ось Ox_ω располагается в плоскости орбиты и направлена в сторону движения в перигее; ось Oz_ω дополняет систему до правой. Положение этой системы координат относительно абсолютной геоцентрической системы координат $Ox_{\text{г. а}}y_{\text{г. а}}z_{\text{г. а}}$ определяется тремя углами: Ω, i, ω (рис. 25).

Для перехода от первой системы координат ко второй используется матрица:

$$\| A^{\text{г. а}\,\omega} \| = \begin{Vmatrix} \sin\Omega\cos i\cos\omega + \cos\Omega\sin\omega & -\sin\Omega\cos i\sin\omega + \cos\Omega\cos\omega & \sin\Omega\sin i \\ \cos\Omega\cos i\cos\omega - \sin\Omega\sin\omega & -\cos\Omega\cos i\sin\omega - \sin\Omega\cos\omega & \cos\Omega\sin i \\ \sin i\cos\omega & -\sin i\sin\omega & -\cos i \end{Vmatrix} \quad (35)$$

Орбитальная подвижная система координат $Px_0y_0z_0$ (рис. 26). Начало ее располагается в центре масс P движущегося по орбите космического объекта. Основная плоскость — плоскость орбиты. Ось Py_0 направлена вдоль радиуса-вектора, проведенного из центра Земли в точку P; ось Px_0 располагается в плоскости орбиты и направлена в сторону движения; ось Pz_0 дополняет систему до правой. Положение этой системы относительно орбитальной неподвижной системы координат $Px_\omega y_\omega z_\omega$ определяется углом ϑ, отсчитываемым от точки

перигея Π в плоскости орбиты. Этот угол называется *истинной аномалией* космического объекта (аппарата).

Связанная система координат $Px_1y_1z_1$ (рис. 27). Начало ее располагается в центре масс P ракеты-носителя или КА. Основная плоскость обычно совпадает с одной из плоскостей симметрии ракеты или космического аппарата. Для ракеты-носителя ось Px_1 направлена вдоль ее продольной оси; ось Py_1 располагается в плоскости симметрии, совпадающей с плоскостью траектории, и направлена вверх (при горизонтальном движении ракеты над поверхностью Земли); ось Pz_1 дополняет систему до правой. Положение этой системы относительной стартовой системы координат $Px_cy_cz_c$ определяется тремя углами (рис. 27). Угол θ^* между осью Px_1 и горизонтальной плоскостью Px_cy_c называется *углом тангажа*. Употребляется также местный угол тангажа θ, измеряемый относительно горизонтальной плоскости, перпендикулярной радиусу-вектору $\bar{r}$. Угол ψ между проекцией оси Px_1 на горизонтальную плоскость Px_cz_c и осью Px_c назы-

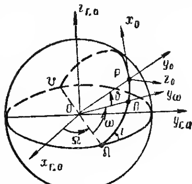


Рис. 26. Орбитальная подвижная $Px_0y_0z_0$ и абсолютная геоцентрическая $Ox_{\text{г. а}}y_{\text{г. а}}z_{\text{г. а}}$ системы координат:
Ω — прямое восхождение восходящего узла орбиты ☊; i — наклонение орбиты; ω — аргумент перигея Π орбиты; ϑ — истинная аномалия

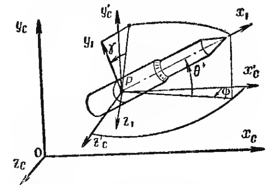


Рис. 27. Стартовая $Ox_cy_cz_c$ и связанная $Px_1y_1z_1$ системы координат:
θ^* — угол тангажа; ψ — угол рыскания; γ — угол крена

вается *углом рыскания.* Угол γ между осью Py_1 и вертикальной плоскостью, проходящей через ось Px_1, называется *углом крена.*

Для перехода от связанной системы координат к стартовой используется матрица

$$\| A^{c\,1} \| = \left\| \begin{matrix} \cos\psi\cos\theta^* & -\cos\psi\sin\theta^*\cos\gamma + \sin\psi\sin\gamma & \cos\psi\sin\theta^*\sin\gamma + \sin\psi\cos\gamma \\ \sin\theta^* & \cos\theta^*\cos\gamma & -\cos\theta^*\sin\gamma \\ -\sin\psi\cos\theta^* & \sin\psi\sin\theta^*\cos\gamma + \cos\psi\sin\gamma & -\sin\psi\sin\theta^*\sin\gamma + \cos\psi\cos\gamma \end{matrix} \right\| \quad (36)$$

С к о р о с т н а я с и с т е м а к о о р д и н а т $Px_vy_vz_v$ (рис. 28). Начало ее совмещено с центром массы P ракеты-носителя. Ось Px_v направлена вдоль вектора скорости $\bar{v}$; ось Py_v располагается в плоскости движения и направлена вверх; ось Pz_v дополняет систему до правой. Положение этой системы относительно связанной системы координат $Px_1y_1z_1$ определяется двумя углами (рис. 28). Угол α_v между плоскостью Px_vz_v и осью Px_1 называется *углом атаки.* Угол β_v между вектором скорости $\bar{v}$ и проекцией оси Px_1 на плоскость Px_vz_v называется *углом скольжения.* Угол между вектором скорости $\bar{v}$ и горизонтальной плоскостью Px_cz_c обозначается буквой Θ^* (угол наклона вектора скорости к горизонтальной плоскости). Употребляется также м е с т н ы й угол Θ, измеряемый по отношению к текущей горизонтальной плоскости.

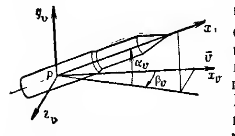


Рис. 28. Скоростная $Px_vy_vz_v$ система координат: α_v — угол атаки; β_v — угол скольжения; $\bar{v}$ — вектор скорости; Px_1 — ось связанной системы координат

§ 3. Силы и моменты, действующие на ракету на активном участке траектории

Активным участком траектории называется участок, на котором ракета движется под действием силы тяги $\bar{P}$ работающего двигателя. Кроме силы тяги, на ракету действует сила притяжения Земли $\bar{F}$ и аэродинамическая сила $\bar{R}$.

Величина с и л ы т я г и

$$P = P_0 + S_a p_{0N}[1 - \pi(h)], \quad (37)$$

где $P_0 = \dot{G}U/g + S_a(p_a - p_{0N})$ — сила тяги, развиваемая двигателем у поверхности Земли; S_a — площадь выходного сечения сопла, $м^2$; $\dot{G}$ — секундный расход топлива, *кг/сек*; U — скорость истечения газов из сопла двигателя, *м/сек*; p_{0N} — нормальное атмосферное давление у поверхности Земли, $кГ/м^2$; p_a — давление газов на срезе сопла, $кГ/м^2$; $\pi(h) = p/p_{0N}$ — функция, характеризующая распределение атмосферного давления по высоте h.

Величину $S_a p_{0N}[1 - \pi(h)]$ называют *высотной добавкой.*

Сила тяги задается обычно проекциями на оси связанной системы координат:

$$P_{x_1} = P\cos\delta; \; P_{y_1} = P\sin\delta; \; P_{z_1} = P\sin\delta_н,$$

где δ и $\delta_н$ — углы отклонения оси камеры двигателя от осей связанной системы координат, определяемые программой управления.

В приближенных расчетах силу тяги вычисляют по более простой формуле:

$$P = P_{уд}\dot{G}, \quad (38)$$

где $P_{уд}$ — удельная тяга двигателя.

Вместо $P_{уд}$ иногда используют так называемую *эффективную скорость* истечения U_e, связанную с удельной тягой зависимостью

$$U_e = P_{уд}g. \quad (39)$$

Пример. Изменение тяги ракеты-носителя «Атлас» (I ступень):

Время, *сек*	10	30	50	70	90	110	130
Тяга, *кГ*	160800	170900	183400	189600	191100	191300	191300

Сила притяжения Земли F определяется из силовой функции

$$V = \frac{\mu_0}{r} + \frac{\mu_2}{r^3} f_2(\sin\varphi) + \frac{\mu_4}{r^5} f_4(\sin\varphi) + \ldots, \qquad (40)$$

где $\mu_0 = 3{,}98602 \cdot 10^{14}$ $м^3/сек^2$; $\mu_2 = -1{,}77 \cdot 10^{25}$ $м^5/сек^2$; $\mu_4 = 2{,}3 \cdot 10^{36}$ $м^7/сек^2$; $f_2(\sin\varphi) = 0{,}5\,(3\sin^2\varphi - 1)$; $f_4(\sin\varphi) = 0{,}125\,(35\sin^4\varphi - 30\sin^2\varphi - 1)$; r и φ — радиус-вектор и геоцентрическая широта точки, в которой измеряется сила притяжения.

Если движение точки рассматривается в системе координат, связанной с вращающейся Землей, вместо силы притяжения берут вектор силы тяжести $\bar{G}$, представляющий собой равнодействующую силы земного притяжения и силы инерции переносного движения от суточного вращения Земли.

Силовая функция силы тяжести

$$W = \frac{\mu_0}{r} + \frac{\mu_2}{r^3} f_2(\sin\varphi) + \frac{\mu_4}{r^5} f_4(\sin\varphi) + \ldots + \frac{1}{2}\Omega_e^2 r^2 \cos^2\varphi. \qquad (41)$$

Величины радиального g_r и меридиального g_φ ускорений силы тяжести $\bar{G}$ (рис. 29) определяются по формулам:

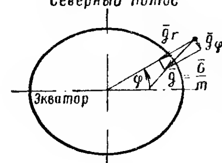


Рис. 29. Радиальная g_r и меридиальная g_φ составляющие ускорения силы гравитационного притяжения Земли: $\bar{G}$ — сила тяжести; m — масса тела

$$g_r = \left|\frac{\partial W}{\partial r}\right| = \left| -\frac{\mu_0}{r^2} - \frac{3\mu^2}{r^4} f_2(\sin\varphi) + \frac{5\mu_4}{r^6} f_4(\sin\varphi) + \ldots + \Omega_e^2 r \cos\varphi \right|$$

$$g_\varphi = \left|\frac{\partial W}{r\partial}\right| = \left| \frac{3\mu^2}{2r^4}\sin 2\varphi + \frac{\mu_4}{8r^6}(140\sin\varphi\cos\varphi - 30\sin 2\varphi) + \ldots - \Omega_e^2 r \sin 2\varphi \right|$$

Составляющие ускорения силы тяжести по осям какой-либо системы координат получаются проектированием ускорений g_r и g_φ на эти оси с помощью известных матриц перехода от топоцентрической системы координат. При этом

$$g_{y_т} = -g_r;\ g_{x_т} = -g_\varphi;\ g_{z_т} = 0.$$

Аэродинамическая сила $\bar{R}$ обычно представляется в виде равнодействующей трех сил (лобового сопротивления $\bar{Q}$, подъемной $\bar{Y}$ и боковой $\bar{Z}$), которые являются ее составляющими по осям скоростной системы координат $Px_v y_v z_v$ и определяются по формулам:

$$\left.\begin{aligned} Q &= c_x S_м \rho v^2/2; \\ Y &= c_y S_м \rho v^2/2; \\ Z &= c_z S_м \rho v^2/2, \end{aligned}\right\} \qquad (42)$$

где $S_м$ — площадь миделя, т. е. наибольшего (или характерного) поперечного сечения ракеты, *м²*; v — скорость движения ракеты относительно атмосферы, *м/сек*; ρ — плотность воздуха на данной высоте (табл. 25—29); c_x, c_y, c_z — аэродинамические коэффициенты сил, полученные для данного типа ракеты.

При расчетах значения c_x, c_y, c_z вычисляются по эмпирическим формулам или берутся из таблиц (графиков) в зависимости от скорости v, высоты полета h и угла атаки α_v.

Пример. Изменение аэродинамических сил для ракеты «Атлас» в зависимости от времени движения (I ступень):

Время, *сек*	10	30	50	70	90	110	130	140
Лобовое сопротивление Q, *кГ*	700	6700	38200	19200	6400	1600	700	100
Подъемная сила Y, *кГ*	0	—2800	—500	—100	[illegible]	200	200	50

Моменты, вращающие ракету около ее центра массы, вызываются аэродинамической силой и силами тяги от управляющих двигателей.

Статический момент $M^{ст}$ аэродинамических сил в связанной системе координат (рис. 30) вычисляется по формулам:

$$\left.\begin{aligned} M_{y_1}^{ст} &= (Z\cos\beta_v - Q\sin\beta_v)(l_{ц.\,д} - l_{ц.\,м});\\ M_{z_1}^{ст} &= -(Y\cos\alpha_v + Q\sin\alpha_v)(l_{ц.\,д} - l_{ц.\,м}),\end{aligned}\right\} \quad (43)$$

где $M_{y_1}^{ст}$ и $M_{z_1}^{ст}$ — проекции $M^{ст}$ на оси Py_1 и Pz_1; ($l_{ц.\,д}$ — $l_{ц.м}$) — расстояние между центрами давления и массы ракеты: β_v и α_v — углы скольжения и атаки.

Моменты M^P сил тяги управляющих двигателей вычисляются по формулам:

$$\left.\begin{aligned} M_{x_1}^{P} &= -P_{упр} l_э \sin\delta_э;\\ M_{y_1}^{P} &= -2P_{упр} l_р \sin\delta_н;\\ M_{z_1}^{P} &= -2P_{упр} l_р \sin\delta_в,\end{aligned}\right\} \quad (44)$$

где $P_{упр}$ — сила тяги управляющего двигателя; $l_э$ — расстояние между парой управляющих двигателей, работающих в режиме элеронов; $l_р$ — расстояние между осью вращения двигателей и центром масс ракеты; $\delta_н$, $\delta_э$, $\delta_в$ — углы отклонения управляющих двигателей от нейтрального положения.

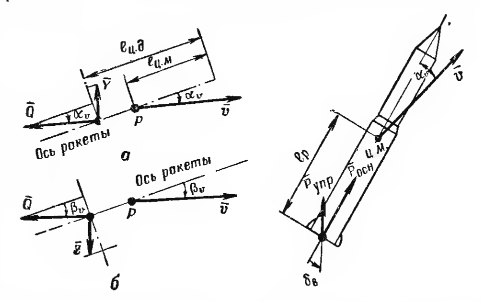


Рис. 30. Статический момент $M^{ст}$ аэродинамических сил: *а* — вид сбоку; *б* — вид сверху

Рис. 31. Моменты M^P сил тяги управляющих $\bar{P}_{упр}$ двигателей: α_v — угол атаки; $\beta_в$ — угол отклонения силы $\bar{P}_{упр}$

При некотором угле отклонения управляющих двигателей $\delta_в$ ось ракеты отклонится на такой угол α_v, при ко-

тором статический $M_{z_1}^{ст}$ и управляющий $M_{z_1}^{P}$ моменты станут равны. В этом случае угол атаки (рис. 31)

$$\alpha_v = -\frac{4P_{упр}l_р}{(c_y + c_x) S_м \rho v^2}\delta_в.$$

Моменты, ориентируя ось ракеты тем или иным способом, изменяют величину и направление сил, действующих на ракету, и тем влияют на движение ее центра массы.

§ 4. Дифференциальные уравнения движения ракеты-носителя на активном участке траектории

Траектория требуемого движения ракеты-носителя на активном участке выбирается в соответствии с задачей выведения космического аппарата на заданную орбиту, т. е. в соответствии с требуемыми параметрами движения — координатами и составляющими скорости — в конце активного участка. Выбор траектории осуществляется заданием бортовой системе управления специальной программы, определяющей в зависимости от времени величину угла тангажа $\theta^*_{пр}$ или углов отклонения управляющих двигателей $\delta_н$ и $\delta_в$, а также величину скорости ракеты в каждый момент времени. В соответствии с этой программой система управления создает управляющие силы и моменты, разворачивающие ракету в полете на требуемый угол и, таким образом, реализует выбранную траекторию выведения.

Параметры движения в конце активного участка рассчитываются обычно с помощью численного интегрирования системы дифференциальных уравнений движения, которые обеспечивают наиболее высокую точность расчета.

Дифференциальные уравнения движения получаются проектированием векторного уравнения движения

$$\dot{\bar v} = (\bar R + \bar F + \bar P)/m \qquad (45)$$

на оси какой-либо абсолютной системы координат. Если выбранная система координат относительная, т. е. участвует в суточном вращении Земли, то к ускорениям от

действующих сил $\bar R$, $\bar F$ и $\bar P$ следует добавить ускорение переносного движения и кориолисово ускорение $\dot{\bar v}_{кор}$, т. е. вместо силы притяжения Земли $\bar F$ ввести силу тяжести $\bar G$. Векторное уравнение в этом случае имеет вид:

$$\dot{\bar v}_{от} = (\bar R + \bar P)/m + \bar g - \dot{\bar v}_{кор}.$$

Кориолисово ускорение определяется векторным произведением

$$\dot{\bar v}_{кор} = 2\bar\Omega_е \times \dot{\bar v}_{от}. \qquad (46)$$

Расчет составляющих сил и ускорений производится по формулам § 3 в наиболее удобной системе координат. Так, составляющие аэродинамической силы $\bar R$ — силы $\bar Q$, $\bar Y$ и $\bar Z$ рассчитываются в скоростной системе; составляющие силы тяги $\bar P$ определяются в связанной системе координат, а составляющие силы тяжести $\bar G$ — в геоцентрической. С помощью матриц перехода от одной системы координат к другой составляющие приводятся к какой-либо одной выбранной системе, в которой и записываются скалярные дифференциальные уравнения движения. Развернутый вид этих уравнений определяется как выбранной системой координат, так и конкретным типом ракеты-носителя, ее системы управления и другими характеристиками.

Глава 2

ПРИБЛИЖЕННЫЕ МЕТОДЫ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ КА В ТОЧКЕ ВЫВЕДЕНИЯ

§ 1. Определение параметров движения по схеме первого приближения

Схема первого приближения применяется для грубой оценки возможностей ракеты-носителя, конструктивные характеристики которой заданы. Эмпирические формулы и

графические зависимости этой схемы позволяют рассчитать приближенные значения скорости и угла наклона ее вектора к плоскости местного горизонта в точке выведения в зависимости от следующих характеристик двухступенчатой ракеты-носителя: $S_м$ — площади миделева сечения, $м^2$; $c_{x\,max}$ — аэродинамического коэффициента лобового сопротивления при Q_{max}; $P_{уд\,з}$ и $P_{уд.\,п}$ — удельной тяги ракеты-носителя у поверхности Земли и в пустоте, *сек*; G_0, m_0 — начального веса, *н* и массы ракеты-носителя, *кг*; G_{02}, m_{02} — начального веса, *н* и массы 2-й ступени ракеты-носителя, *кг*; m_1 и m_2 — массы ракеты-носителя в конце активных участков 1-й и 2-й ступени соответственно, *кг*; t_1 и t_2 — время работы двигательной установки 1-й и 2-й ступеней, *сек*.

Эта же методика может быть использована для определения величины и направления вектора скорости КА, выводимого с помощью многоступенчатой ракеты-носителя.

Для примера определим параметры движения КА, выводимого на круговую орбиту высотой 185,2 *км* с помощью некоторой гипотетической двухступенчатой ракеты-носителя, имеющей следующие конструктивные характеристики:

— 1-я ступень: $P_0/G_0 = 1{,}3$; $P_{уд.\,п} = 295$ *сек*; $P_{уд0}/P_{уд.\,п} = 0{,}881$; $m_0/m_1 = 3{,}06$; $t_1 = 133{,}6$ *сек*; $S_м = 42$ $м^2$;

— 2-я ступень: $P_п/G_{02} = 0{,}9205$; $P_{уд.\,п} = 425$ *сек*; $m_{02}/m_2 = 4{,}136$; $t_2 = 350{,}07$ *сек*;

— азимут траектории выведения $A = 110°$, широта точки старта $\varphi = 28°28'$.

Результаты расчетов для данного примера приводятся ниже в скобках рядом с соответствующими формулами и указываются стрелками на соответствующих графиках (рис. 33—37).

а) Определение угла Θ_1 между вектором скорости и плоскостью местного горизонта в конце активного участка 1-й ступени. Величина угла Θ_1 определяется начальным углом разворота вектора скорости (рис. 32). При этом предполагается, что в конце вертикального участка полета происходит мгновенный поворот вектора скорости на этот угол. График (рис. 33) позволяет определить отношение $(90° - \Theta_0)/t_в$ (0,052 *град/сек*) в зависимости от тяговооруженности ракеты-носителя P_0/G_0 и отношения m_0/m_1. По графику (рис. 34) определяется время вертикального подъема $t_в$ (12,8 *сек*) в зависимости от величины отношения P_0/G_0. Имея значения $(90° - \Theta_0)/t_в$ и $t_в$, вычисляют угол Θ_0(89°,33). Угол Θ_1 находят по номограмме (рис. 35) в зависимости от величин m_0/m_1, P_0/G_0, $P_{уд.\,п}$ и Θ_0 ($\Theta_1 = 30°$).

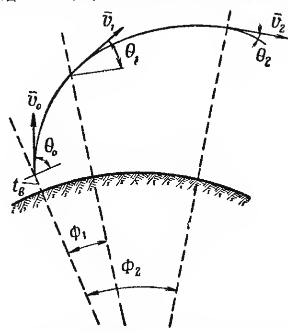


Рис. 32. Траектория выведения космического аппарата на орбиту: $t_в$ — продолжительность вертикального участка полета; Θ_0 — начальный угол разворота вектора скорости $\bar{v}_0$; Θ_1, Θ_2 — углы наклона вектора скорости к местному горизонту в конце работы 1-й и 2-й ступеней; v_2 — скорость ракеты-носителя в конце этапа выведения; Φ_1, Φ_2 — угловая дальность, соответствующая концу работы 1-й и 2-й ступеней

б) Определение относительной скорости v_1 ракеты-носителя в конце активного участка 1-й ступени. Величина скорости v_1 определяется по формуле

$$v_1 = v_{ц1} - \Delta v_1 \quad (v_1 = 2007{,}05\ м/сек),$$

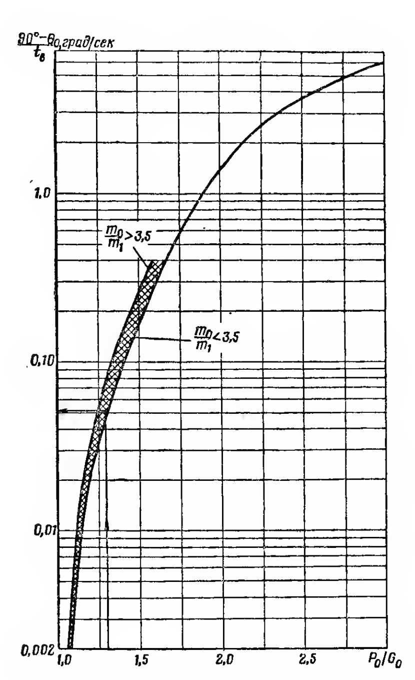


Рис. 33. Изменение величины $(90°-\Theta_0)/t_в$ в зависимости от отношений P_0/G_0 и m_0/m_1

где $v_{Ц1}$ — идеальная скорость, рассчитываемая по формуле Циолковского

$$v_{Ц1} = gP_{уд.\,п} \ln (m_0/m_1); \; (v_{Ц1} = 3233{,}93 \; м/сек);$$

Δv_1 — суммарная потеря скорости первой ступени, обусловленная действием силы тяжести, силы лобового сопротивления, а также влиянием давления атмосферы на силу тяги.

График (рис. 36) позволяет определить величину Δv_1 в зависимости от начальной тяговооруженности, удельной тяги в пустоте и угла Θ_1 для ракеты-носителя, имеющей следующие конструктивные характеристики: $P_{уд0}/P_{уд.п} = 0{,}85$; $c_{x\,max}S_м/G_0 = 0{,}4096 \cdot 10^{-4}$; $m_0/m_1 = 4{,}0$. Для носите-

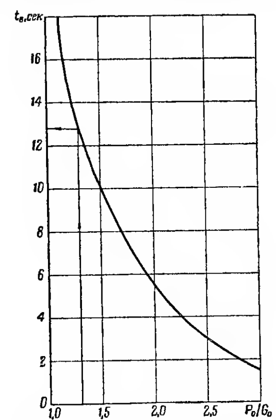


Рис. 34. Изменение продолжительности $t_в$ вертикального участка полета ракеты в зависимости от отношения P_0/G_0

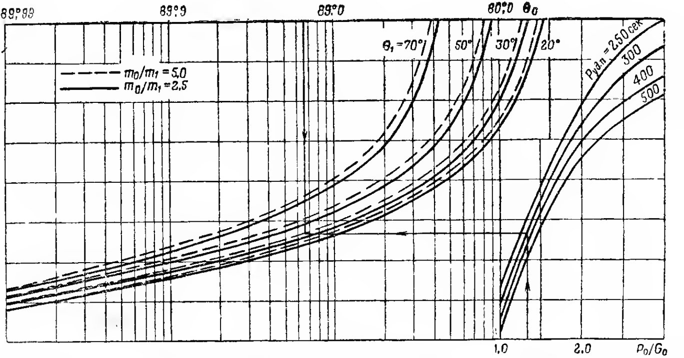


Рис. 35. Номограмма для определения угла наклона Θ_1 вектора скорости к местному горизонту в конце работы 2-й ступени в зависимости от угла Θ_0 и отношений P_0/G_0 и m_0/m_1

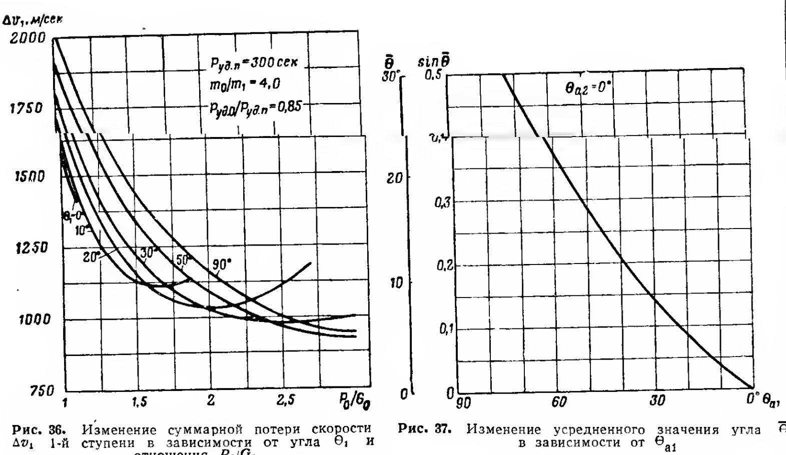


Рис. 36. Изменение суммарной потери скорости Δv_1 1-й ступени в зависимости от угла Θ_1 и отношения P_0/G_0

Рис. 37. Изменение усредненного значения угла $\bar{\Theta}$ в зависимости от Θ_{a1}

лей, характеристики которых отличаются от приведенных, вычисляются поправки (в *м/сек*):

$$\delta(\Delta v_1)_1 = 2{,}9757 \cdot 10^6 \left(\frac{c_{x\max} S_м}{G_0} - 0{,}4096 \cdot 10^{-4}\right);$$

$$\delta(\Delta v_1)_2 = 1152 \left(0{,}85 - \frac{P_{уд0}}{P_{уд.\,п}}\right);$$

$$\delta(\Delta v_1)_3 = 0{,}85 g_0 \frac{P_{уд.\,п}}{P_0/G_0} \left(\frac{1}{4} - \frac{1}{m_0/m_1}\right) \sin\Theta_1,$$

Вычисленные поправки алгебраически складываются с величиной потери скорости Δv_1, определенной по графикам (рис. 36).

в) Определение абсолютных значений скорости $v_{а1}$ и угла $\Theta_{а1}$. Абсолютная скорость ракеты-носителя в конце активного участка 1-й ступени

$$v_{а1} = \sqrt{v_1^2 + v_{пер}^2 + 2 v_1 v_{пер} \sin A \cos\Theta_1}, \qquad (47)$$

где $v_{пер} = 465 \cos\varphi$, *м/сек* — переносная скорость ракеты-носителя, возникающая за счет вращения Земли.

Угол наклона вектора скорости в абсолютной системе координат

$$\Theta_{а1} = \arcsin\left[(v_1/v_{а1}) \sin\Theta_1\right]. \qquad (48)$$

г) Определение абсолютного значения скорости $v_{а2}$ ракеты-носителя в точке выведения КА на орбиту. Скорость в точке выведения КА на орбиту

$$v_{а2} = v_{а1} + v_{Ц2} - \Delta v_2, \qquad (49)$$

где $v_{Ц2}$ — скорость в конце активного участка 2-й ступени, определяемая по формуле Циолковского; Δv_2 — суммарная потеря скорости в конце работы 2-й ступени, определяемая по формуле

$$\Delta v_2 = 9{,}44 t_2 \sin\bar{\Theta},$$

в которой $\bar{\Theta}$ — среднее значение угла между вектором скорости и плоскостью местного горизонта на участке работы 2-й ступени.

В тех случаях, когда угол между вектором скорости и плоскостью местного горизонта в конце работы 2-й ступени $\Theta_{а2} \neq 0$,

$$\bar{\Theta} = 0{,}7(\Theta_{а2} - \Theta_{а1}) + \Theta_{а1}.$$

При $\Theta_{а2} = 0°$ величины угла $\bar{\Theta}$ и $\sin\bar{\Theta}$ можно определить по графикам (рис. 37).

§ 2. Определение параметров движения ракеты-носителя в конце активного участка первой ступени по схеме второго приближения

Расчеты по схеме второго приближения требуют много времени, однако параметры движения определяются с большей степенью точности. Используя схему второго приближения, можно определить величину и направление скорости, высоту и угловую дальность КА в точке выведения. В качестве исходных величин при этом используются данные, приведенные в § 1 данной главы.

Угол наклона Θ_1 вектора скорости ракеты-носителя к местному горизонту и относительная скорость v_1 в конце активного участка 1-й ступени определяются по схеме первого приближения с учетом того, что величина суммарной потери скорости

$$\Delta v_1 = \Delta v_{1g} + \Delta v_{1Q} + \Delta v_{1а},$$

где Δv_{1g}, Δv_{1Q}, $\Delta v_{1а}$ — потери скорости ракеты вследствие влияния силы тяжести, силы лобового сопротивления и сопротивления атмосферы на силу тяги соответственно. Первые два слагаемые рассчитываются по формулам:

$$\Delta v_{1g} = (g_0 t_1 - k_{уд}) \left[1 - k_g \left(1 - \frac{1}{m_0/m_1}\right)\left(\frac{90° - \Theta_1}{90°}\right)^2\right];$$

$$\Delta v_{1Q} = k_Q c_{x\max} S_м / G_0,$$

а последнее — $\Delta v_{1а}$ — берется из графика на рис. 38 ($\Delta v_{1а} = 100{,}58$ *м/сек*).

Величина $k_{уд}$ зависит от $P_{уд.\,п}$ и определяется по графику (рис. 39). Коэффициент k_g зависит от P_0/G_0, $P_{уд.\,п}$, m_0/m_1 и для $m_0/m_1=2{,}5$ определяется по графикам (рис. 40). Если для заданной ракеты $m_0/m_1 \neq 2{,}5$, то вводится поправочный коэффициент ς, т. е. $k_g=\varsigma k_{g2,5}$, где $k_{g2,5}$ — значение коэффициента, взятое из графика (рис. 40). Поправочный коэффициент зависит от m_0/m_1, P_0/G_0 и определяется по графику на рис. 41 ($k_{g2,5} = 0{,}61$; $\varsigma = 0{,}97$; $k_g = 0{,}59$; $\Delta v_{1g} = 1072{,}96$ *м/сек*).

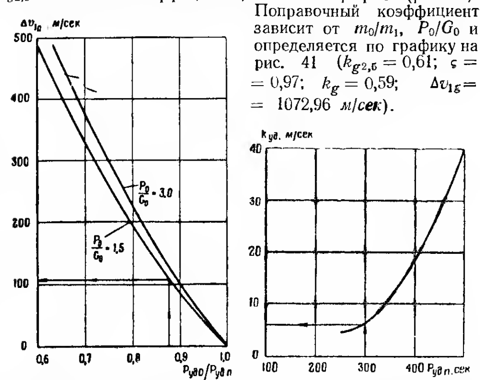


Рис. 38. Изменение потери скорости v_{1a} под воздействием атмосферы в зависимости от $P_{уд0}/P_{уд.\,п}$ и P_0/G_0

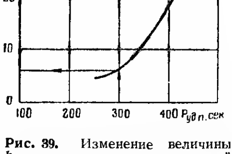


Рис. 39. Изменение величины $k_{уд}$ в зависимости от удельной тяги в пустоте $P_{уд.\,п}$

Аэродинамический коэффициент $c_{x\max}$, соответствующий максимальному значению силы лобового сопротивления, определяется в зависимости от числа Маха $M_{Q\max}$ при максимальной величине силы $Q_{\max}$ для рассматриваемой ракеты-носителя. Величина $M_{Q\max}$ в зависимости от величины $\sqrt{P_{уд.\,п}}/(P_0/G_0)$ и Θ_1 определяется с помощью графика на рис. 42 ($M_{Q\max} = 1{,}38$; $c_{x\,\max} = 0{,}62$)

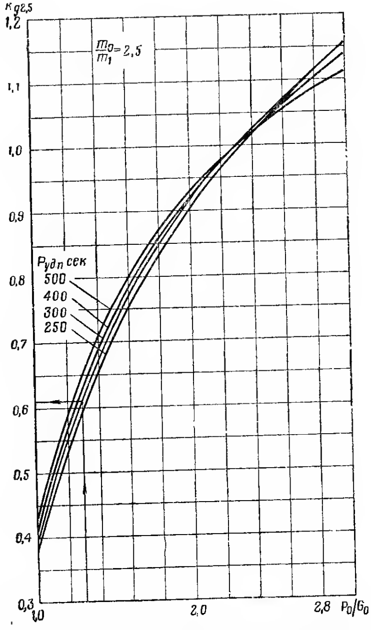


Рис. 40. Изменение коэффициента $k_{g2,5}$ в зависимости от $P_{уд.п}$ и P_0/G_0 (для $m_0/m_1 = 2{,}5$)

Коэффициент k_Q в функции величины $\sqrt{P_{уд.\,п}}/(P_0/G_0)$ и Θ_1 определяется по графику рис. 43 ($k_Q = 2{,}1427\cdot 10^6$ *кг(м·сек)*; $\Delta v_{1Q} = 53{,}34$ *м/сек*).

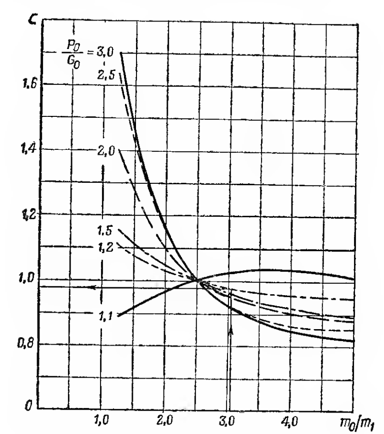


Рис. 41. Изменение поправочного коэффициента ς в зависимости от m_0/m_1 и P_0/G_0

Высота конца активного участка первой ступени ракеты-носителя

$$h_1 = \left[h^* - \frac{(\Delta v_{1Q} + \Delta v_{1a})\, t_1}{2}\right]\left[1 - \left(\frac{90^\circ - \Theta_1}{k_h}\right)^2\right],$$

где $h^* = \left[g_0 t_1 P_{уд.\,п}\left(1 - \frac{\ln(m_0/m_1)}{m_0/m_1 - 1}\right) - \frac{g_0 t_1^2}{2}\right]$ — высота,

Рис. 43. Изменение коэффициента k_Q в зависимости от $\sqrt{P_{уд.п}}/(P_0/G_0)$ и угла Θ_1

Рис. 42. Изменение числа Маха $M_{Q_{max}}$ при максимальном значении $\bar{Q}_{max}$ в зависимости от $\sqrt{P_{уд.п}}/(P_0/G_0)$ и Θ_1

которая была бы достигнута первой ступенью ракеты-носителя при вертикальном полете в безвоздушном пространстве ($h_1 \approx 57$ *км*). Коэффициент k_h зависит от P_0/G_0, $P_{уд.\,п}$, m_0/m_1 и определяется по номограмме (рис. 44, $k_h = 2{,}0$).

Угловая дальность Φ_1 конца активного участка первой ступени зависит от величин P_0/G_0, $P_{уд.\,п}$, Θ_1, m_0/m_1 и определяется по номограмме рис. 45 ($\Phi_1 = 0°{,}5$). При этом предполагается, что влияние вращения Земли незначительно.

Положение вектора скорости ракеты-носителя в конце активного участка 1-й ступени относительно плоскости горизонта в точке старта, т. е. угол $\Theta_1^* = \Theta_1 - \Phi_1$ $\left(\Theta_1^* = 29°{,}5\right)$.

Параметры абсолютного движения ракеты-носителя в конце активного участка 1-й ступени определяются по формулам (47) и (48), приведенным в § 1 ($v_{a1} = 2347{,}87$ *м/сек*, $\Theta_{a1} = 25°{,}3$).

§ 3. Определение параметров движения КА в точке выведения по схеме второго приближения

Параметры движения ракеты-носителя в конце активного участка 1-й ступени h_1, v_{a1}, Θ_{a1}, Φ_1, Θ_1^* используются в качестве начальных условий для расчета параметров движения КА в точке выведения (при выводе КА двухступенчатой ракетой). Кроме того, необходимо знать удельную тягу в пустоте двигателя 2-й ступени $P_{уд.\,п\,2}$, отношение тяги к начальному весу 2-й ступени P_2/G_{02}, отношение конечной массы к начальной массе второй ступени m_2/m_{02} и задаться некоторой постоянной скоростью изменения угла тангажа $\dot{\theta}^*$ (обычно 0—0,2 *град/сек*).

Местный угол тангажа в конце активного участка первой ступени $\theta_{02}^* = \Theta_1^* + \Phi_1$ $\left(\theta_{02}^* = 30°\right)$. Составляющие абсолютной скорости в конце активного участка первой ступени: $\dot{x}_{02} = v_{a1}\cos\Theta_{a1}$ (2122,688 *м/сек*); $\dot{y}_{02} = v_{a1}\sin\Theta_{a1}$ (1003,37 *м/сек*).

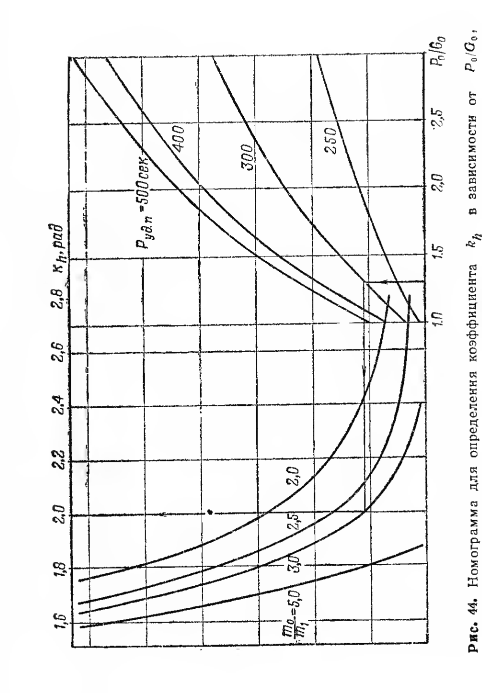


Рис. 44. Номограмма для определения коэффициента k_h в зависимости от P_0/G_0, $P_{уд.п}$ и m_0/m_1

5—1801

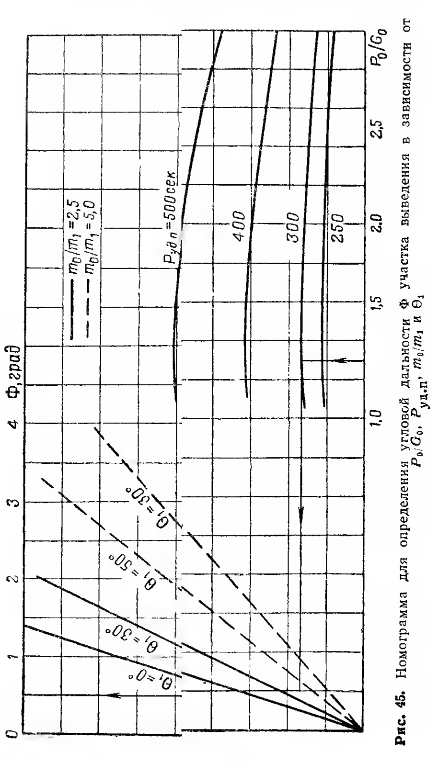


Рис. 45. Номограмма для определения угловой дальности Φ участка выведения в зависимости от P_0/G_0, $P_{\text{уд.п}}$, m_0/m_1 и Θ_1

Среднее расстояние ракеты-носителя от центра притяжения во время полета на активном участке второй ступени

$$r^* = R_e + h_1 + \left[v_{a1} + g_0 P_{\text{уд. п2}}\left(1 - \frac{(m_2/m_{02})\ln(m_2/m_{02})}{1 - m_2/m_{02}}\right) - 0{,}5\, g_0\, t_2\right] t_2 k^* \sin\Theta_{a1},$$

где

$$k^* \approx \frac{0{,}0163\, P_2/G_{02}}{(m_2/m_{02})\,\{1 - (m_2/m_{02})\,[1 - \ln(m_2/m_{02})\}}.$$

Ускорение силы притяжения на расстоянии r^* от центра притяжения $g^* = g_0\,(R_e/r^*)^2$ ($k^* = 0{,}15$; $r^* = 6{,}503556\cdot 10^6$ *м*; $g^* = 9{,}8066$ *м/сек*^{2}).

Для определения параметров движения КА в точке выведения необходимо рассчитать следующие величины:

$$C^* = g_0\, P_{\text{уд. п2}};\quad \eta = \frac{P_2}{G_{02}}\cdot\frac{g_0}{g^*};\quad \zeta = \frac{(C^*)^2}{\eta g^*};$$

$$\chi = \frac{\zeta}{C^*}\sqrt{g^*/r^*};\quad \nu = 90^\circ - \theta_{02} - \xi;\quad \xi = -\frac{\dot{C}^*\dot{\theta}}{\eta g^*}.$$

($C^* = 4167{,}835$ *м/сек*; $\eta = 0{,}95619$; $\zeta = 1{,}9243\cdot 10^6$ *м*;

$\chi = 0{,}5567$; $\nu = 1{,}85303$; $\xi = 0{,}80583$).

При этом координаты $x_к$, $y_к$ и составляющие $\dot{x}_к$, $\dot{y}_к$ скорости КА в точке выведения в абсолютной геоцентрической прямоугольной системе координат можно рассчитать по формулам:

$$
\left.
\begin{aligned}
x_к &= \frac{\zeta}{\chi}\left[I_m(\omega) + \frac{\dot{x}_{02}}{C^*}\left(1 - \frac{m_2}{m_{02}}\right)\sin\chi\right];\\
y_к &= \frac{\zeta}{\chi}\left[I_m(z) + \frac{\dot{y}_{02}}{C^*}\left(1 - \frac{m_2}{m_{02}}\right)\sin\chi\right] + \\
&\quad + r_1\left(1 - \frac{m_2}{m_{02}}\right)\cos\chi;\\
\dot{x}_к &= -C^* R(\omega) + \dot{x}_{02}\left(1 - \frac{m_2}{m_{02}}\right)\cos\chi;\\
\dot{y}_к &= -C^*\left[R(z) + \frac{r_1\chi}{\zeta}\left(1 - \frac{m_2}{m_{02}}\right)\sin\chi + \right.\\
&\quad \left. + \dot{y}_{02}\left(1 - \frac{m_2}{m_{02}}\right)\cos\chi\right],
\end{aligned}
\right\} \qquad (50)
$$

где

$$I_m(\omega) = C\sin\left(\chi\cdot\frac{m_2}{m_{02}}\right) - D\cos\left(\chi\cdot\frac{m_2}{m_{02}}\right);$$

$$R(\omega) = C\cos\left(\chi\cdot\frac{m_2}{m_{02}}\right) + D\sin\left(\chi\cdot\frac{m_2}{m_{02}}\right);$$

$$I_m(z) = A\sin\left(\chi\cdot\frac{m_2}{m_{02}}\right) - B\cos\left(\chi\cdot\frac{m_2}{m_{02}}\right);$$

$$R(z) = A\cos\left(\chi\cdot\frac{m_2}{m_{02}}\right) + D\sin\left(\chi\cdot\frac{m_2}{m_{02}}\right);$$

$$A = 0{,}5\,(E\cos\nu - F\sin\nu);\quad B = 0{,}5\,(G\sin\nu + H\cos\nu);$$
$$C = 0{,}5\,(E\sin\nu + F\cos\nu);\quad D = 0{,}5\,(-G\cos\nu + H\sin\nu);$$

$$E = \mathrm{Ci}\left[(\xi + \chi)\cdot\frac{m_2}{m_{02}}\right] - \mathrm{Ci}\,(\xi + \chi) + $$
$$+ \mathrm{Ci}\left[(\xi - \chi)\cdot\frac{m_2}{m_{02}}\right] - \mathrm{Ci}\,(\xi - \chi);$$

$$F = \mathrm{Si}\left[(\xi + \chi)\cdot\frac{m_2}{m_{02}}\right] - \mathrm{Si}\,(\xi + \chi) + $$
$$+ \mathrm{Si}\left[(\xi - \chi)\cdot\frac{m_2}{m_{02}}\right] - \mathrm{Si}\,(\xi - \chi);$$

$$G = \mathrm{Ci}\left[(\xi + \chi)\cdot\frac{m_2}{m_{02}}\right] - \mathrm{Ci}\,(\xi + \chi) - $$
$$- \mathrm{Ci}\left[(\xi - \chi)\cdot\frac{m_2}{m_{02}}\right] + \mathrm{Ci}\,(\xi - \chi);$$

$$H = \mathrm{Si}\left[(\xi + \chi)\cdot\frac{m_2}{m_{02}}\right] - \mathrm{Si}\,(\xi + \chi) - $$
$$- \mathrm{Si}\left[(\xi - \chi)\cdot\frac{m_2}{m_{02}}\right] + \mathrm{Si}\,(\xi - \chi);$$

(интегральные синус Si и косинус Ci определяются по таблицам)

$[E = -2{,}42207;\ F = 1{,}09015;\ G = -38807;\ H = -0{,}71406;$
$A = -0{,}18624;\ B = -0{,}08693;\ C = -1{,}31493;$
$D = -0{,}39695;\ I_m(z) = 0{,}06115;\ I_m(\omega) = 0{,}21689;$
$R(z) = -0{,}19622;\ R(\omega) = -1{,}35630;$
$x_к = 1{,}470898\cdot10^6$ *м*; $y_к = 6{,}416302\cdot10^6$ *м*;
$\dot{x}_к = 7589{,}21$ *м/сек*; $\dot{y}_к = -1442$ *м/сек*].

По рассчитанным значениям $x_к$, $y_к$, $\dot{x}_к$, $\dot{y}_к$ для точки выведения определяются $h_к$, $v_к$, $\Theta_к$, $\Phi_к$, $\theta^*_к$ по формулам:

$$
\left.
\begin{aligned}
h_к &= \sqrt{x_к^2 + y_к^2} - (y_{02} - h_1) = r_к - R_e;\\
v_к &= \sqrt{\dot{x}_к^2 + \dot{y}_к^2};\\
\Theta_к &= \arcsin\,(x_к\dot{x}_к + y_к\dot{y}_к)/\sqrt{r_к v_к};\\
\Phi_к &= \Phi_1 + \arccos\,(y_к/r_к);\\
\theta^*_к &= \theta_{02} + \dot{\theta}t_2 - \Phi_1;
\end{aligned}
\right\} \qquad (51)
$$

($h_к = 211,534$ *км*; $v_к = 7725,156$ *м/сек*; $\Theta_к = 2°,15$).

Если в результате приведенных расчетов полученные значения параметров движения КА в точке выведения не удовлетворяют заданным необходимо установить новое значение скорости изменения угла тангажа и повторить все расчеты. При этом если $h_к$ и $\Theta_к$ получились больше требуемых, а $v_к$ — меньше, следует увеличить $\dot{\theta}$ и, наоборот, если $h_к$ и $\Theta_к$ получились меньше требуемых, а $v_к$ — больше,— уменьшить $\dot{\theta}$.

По заданному выше условию движение КА должно происходить по круговой орбите на высоте $h=185,2$ *км*, т. е. $v_к=7797,08$ *м/сек*, $\Theta_к=0$. Так как полученные значения параметров не равны требуемым (высота $h_к$ и угол $\Theta_к$ велики, а скорость мала) необходимо увеличить $\dot{\theta}$. При $\dot{\theta}=0,11$ *град/сек* получим $h_к=193,532$ *км*, $v_к=7777,58$ *м/сек*, $\Theta_к=0°,65$. Эти значения опять не равны требуемым, и необходимо вновь увеличить скорость изменения угла тангажа.

Точную величину $\dot{\theta}$ можно найти линейной экстраполяцией двух — трех вычислений, полученных для каждого из трех параметров: $h_к$, $v_к$, $\Theta_к$.

РАЗДЕЛ II

ОРБИТАЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Глава 3

НЕВОЗМУЩЕННОЕ ДВИЖЕНИЕ

§ 1. Дифференциальные уравнения движения

При анализе орбитального движения космических аппаратов обычно пренебрегают их размерами, полагая, что вся масса КА сосредоточена в одной точке — центре масс P. При этом движение КА рассматривают, как движение материальной точки P. Невозмущенным, или кеплеровским, движением называют такое движение материальной точки, которое происходит под действием только одной центральной силы гравитационного притяжения, величина которой обратно пропорциональна квадрату расстояния до притягивающего центра O. Центральное притягивающее тело рассматривается как тело сферической структуры. В этом случае его гравитационное поле совпадает с центральным полем притягивающей точки. Потенциал такого поля:

$$V = \mu/r,$$

где μ — гравитационный параметр Земли; r — радиус-вектор точки P, проведенный из центра притяжения O.

Дифференциальные уравнения, описывающие движение материальной точки P в абсолютной системе координат, имеют вид:

— в прямоугольных координатах $Ox_{г.э}y_{г.э}z_{г.э}$

$$\ddot{x} = \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial x} = -\mu \cdot \frac{x}{r^3}; \quad (\ddot{y}, \ \ddot{z} \to \ddot{x}); \tag{52}$$

— в цилиндрических координатах ρ, λ, z

$$\left.\begin{aligned} \ddot{\rho} - \rho\dot{\lambda}^2 &= -\rho \cdot \frac{\mu}{r^3}; \\ \frac{d}{dt}(\rho^2\dot{\lambda}) &= 0; \\ \ddot{z} &= -\mu \cdot \frac{z}{r^3}; \end{aligned}\right\} \tag{53}$$

— в сферических координатах r, φ, λ

$$\left.\begin{aligned} \ddot{r} - r\dot{\varphi}^2 - r\dot{\lambda}^2 \cos^2\varphi &= -\frac{\mu}{r^2}; \\ \frac{d}{dt}(r^2\dot{\varphi}) + r^2\dot{\lambda} \sin\varphi \cos\varphi &= 0; \\ \frac{d}{dt}(r^2\dot{\lambda}^2 \cos^2\varphi) &= 0. \end{aligned}\right\} \tag{54}$$

Начальными условиями для интегрирования дифференциальных уравнений являются координаты x_0, y_0, z_0 и составляющие скорости $\dot{x}_0$, $\dot{y}_0$, $\dot{z}_0$ или какие-либо другие шесть параметров движения точки в конце активного участка траектории.

Интегрирование дифференциальных уравнений позволяет получить некоторые общие зависимости:

— *интеграл энергии* $h_э = v^2/2 - \mu/r$; (55)

— *интеграл площадей* $\bar{C} = \bar{r} \times \bar{v}$ или

$$r^2\dot{\vartheta} = rv\cos\Theta = \mathrm{const}; \tag{56}$$

— *интеграл Лапласа* (вектор Лапласа)

$$\bar{f} = -\frac{\mu}{r}\bar{r} + \bar{v} \times \bar{C}, \tag{57}$$

посредством которых можно составить уравнения кривой, по которой двигается материальная точка P. Например, в прямоугольной системе координат $Oxyz$ эта кривая или невозмущенная орбита движущейся точки описывается уравнениями:

$$\left.\begin{aligned} C_1x + C_2y + C_3z &= 0; \\ \mu r + f_1x + f_2y + f_3z &= C^2, \end{aligned}\right\} \tag{58}$$

где C_1, C_2, C_3 и f_1, f_2, f_3 — соответственно проекции векторов $\bar{C}$ и $\bar{f}$ на оси x, y, z абсолютной системы координат.

Анализ общих зависимостей позволяет сделать важные выводы о характере невозмущенного (кеплеровского) движения.

§ 2. Законы Кеплера

Первый закон Кеплера. **Невозмущенная орбита движущейся материальной точки есть плоская кривая второго порядка — коническое сечение, один из фокусов которой находится в начале координат (в центре силы притяжения) и главная фокальная ось которой совпадает с направлением вектора Лапласа.**

Точки пересечения фокальной оси с орбитой называют *апсидами*, а саму ось — *линией апсид*. Апсидальная точка $П$, наиболее близко расположенная к притягивающему центру, называется *перицентром* (перифокусом), а точка $А$, наиболее удаленная — *апоцентром* (апофокусом) орбиты. Для околосолнечных орбит эти точки соответственно называют *перигелием* и *афелием*, для околоземных — *перигеем* и *апогеем*, для окололунных — *периселением* и *апоселением*.

Введя плоские полярные координаты r и ϑ, в неподвижной орбитальной системе координат $Ox_\omega y_\omega z_\omega$ можно запи-

сать уравнение невозмущенной орбиты как кривой конического сечения, т. е.

$$r = p/(1 + e\cos\vartheta), \qquad (59)$$

где n — фокальный параметр, а e — эксцентриситет орбиты; ϑ — истинная аномалия.

Эксцентриситет определяет форму орбиты: при $e=0$ — это окружность, при $e<1$ — эллипс, при $e=1$ — парабола, при $e>1$ — гипербола.

Иногда предпочтительнее определять тип орбиты из анализа интеграла энергии (55) по величине начальной скорости v_0, направленной перпендикулярно радиусу-вектору r_0.

При $v_0 < \sqrt{\mu/r_0}$ движение эллиптическое. Частным случаем такого движения является круговое движение ($e=0$; $r=p=r_0=\text{const}$), при котором скорость (ее называют *круговой*)

$$v_{\text{кр}} = \sqrt{\mu/r_0}. \qquad (60)$$

Круговая скорость у поверхности космического тела (планеты, звезды и т. д.) называется *первой космической скоростью* относительно этого космического тела. Для околоземных спутников $v_{\text{кр}}$ в зависимости от высоты круговой орбиты $h=r_0-R_e$ может быть определена по графику (рис. 46).

При $v_0 = \sqrt{2\mu/r_0}$ движение параболическое. Скорость такого движения называют *параболической* $v_{\text{пар}}$, а у поверхности космического тела — *второй космической скоростью*, а также *скоростью ухода* или *освобождения*.

При $v_0 > \sqrt{2\mu/r_0}$ движение гиперболическое.

Второй закон Кеплера. **В невозмущенном движении площадь, ометаемая радиусом-вектором движущейся материальной точки в единицу времени, остается постоянной.**

Площадь, ометаемую радиусом-вектором в единицу времени, называют *секториальной скоростью* σ. Математически второй закон Кеплера выражается через интеграл площадей (56)

$$r^2\dot{\vartheta} = rv\cos\Theta = 2\sigma = \text{const},$$

где Θ — угол наклона вектора скорости $\bar{v}$ относительно местного горизонта.

Если известна абсолютная скорость v_0 материальной точки в начальный момент движения (в точке выведения, удаленной на расстояние r_0 от центра притяжения), то на некотором расстоянии r ее скорость

$$v = \sqrt{v_0^2 - \frac{2\mu}{r}\left(1 - \frac{r_0}{r}\right)} \qquad (61)$$

или

$$v = \sqrt{\mu\left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right)}, \qquad (62)$$

где a — большая полуось орбиты.

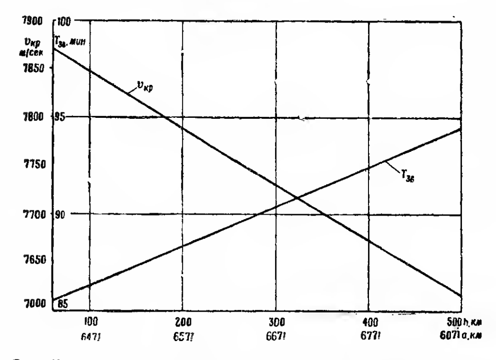


Рис. 46. Изменение круговой скорости $v_{\text{кр}}$ и сидерического периода обращения $T_{\text{зв}}$ в зависимости от высоты h круговой орбиты (большой полуоси a эллиптической орбиты — для $T_{\text{зв}}$)

Третий закон Кеплера. **В невозмущенном эллиптическом движении двух материальных точек произведения квадратов сидерических периодов обращения на**

суммы масс центральной и двигающейся точек относятся, как кубы больших полуосей орбит, т. е.

$$\frac{T_1^2 (m_0 + m_1)}{T_2^2 (m_0 + m_2)} = \frac{a_1^3}{a_2^3}$$

где m_0, m_1, m_2 — массы центральной и движущихся точек; T_1 и T_2 — *сидерические*, или *звездные*, периоды обращения материальных точек по отношению к неподвижному наблюдателю в инерциальной системе координат; другими словами, сидерический период — это время между двумя последовательными прохождениями небесного тела (КА) одной и той же точки орбиты (например, перицентра).

Величина сидерического, или звездного, периода обращения

$$T_{зв} = 2\pi \sqrt{a^3/\mu}. \tag{63}$$

Для круговых орбит с различными высотами h над Землей $T_{зв}$ можно определить по графику (рис. 46).

Если центральное тело (например, Земля) само вращается, то время между двумя последовательными прохождениями спутника через один и тот же меридиан, т. е. по отношению к наблюдателю в относительной системе координат, называется *синодическим* периодом обращения. Для круговой экваториальной орбиты при движении спутника в восточном направлении синодический период

$$T_{син} = T_{зв} \cdot \frac{2\pi}{2\pi - \Omega_e T_{зв}} \tag{63а}$$

Если круговая орбита наклонена к плоскости экватора под углом i, то период между двумя последовательными прохождениями через зенит фиксированной точки поверхности Земли на широте φ

$$T_i = T_{зв} \left[\frac{1 - (\sin\varphi/\sin i)^2}{1 - T_{зв} \sqrt{1 - (\sin\varphi/\sin i)^2}/T_{син}} + \frac{\sin\varphi/\sin i}{1 - T_{зв} \cos\varphi/(T_{син} \cdot \cos i)} \right],$$

где $T_{син}$ — синодический период спутника, определяемый по формуле (63а).

Искусственный спутник Земли, сидерический период обращения которого равен одним звездным суткам, называется суточным ИСЗ. Если такой спутник движется в восточном направлении по экваториальной круговой орбите, радиус которой r_0=42188 *км*, то он остается неподвижным относительно наземного наблюдателя (синодический период равен бесконечности) и называется стационарным ИСЗ. Если экваториальная орбита суточного ИСЗ эллиптическая, то вследствие изменения орбитальной скорости видимое для наземного наблюдателя движение ИСЗ будет колебательным с амплитудой вдоль экватора, зависящей от эксцентриситета орбиты. Такие спутники называются качающимися ИСЗ. Если спутник в течение звездных суток делает целое число оборотов, т. е. его период $T_{зв}$ кратен звездным суткам, то он будет периодически появляться над одной и той же местностью в одно и то же местное время. Такой спутник называется периодическим, или синхронным.

§ 3. Основные соотношения задачи двух тел. Элементы орбиты

В механике космического полета задачей двух тел называют определение параметров движения материальной точки в гравитационном поле центрального тела. Для описания этого движения в абсолютной системе координат достаточно знать шесть параметров: координаты и составляющие скорости по осям системы координат. Их можно получить с помощью интегрирования дифференциальных уравнений (52—54). Однако невозмущенное кеплеровское движение более просто описывается уравнениями с помощью специально выбранных величин, называемых элементами орбиты. При этом выражения, описывающие движение, приобретают вид конечных формул, а сами элементы остаются постоянными. Для замкнутых орбит ИСЗ эти элементы называют также эллиптическими элементами. К числу их относят следующие три элемента ориентации орбиты (рис. 47).

Ω — *долгота восходящего узла* — угол, расположенный в экваториальной плоскости и отсчитываемый от направления на точку весеннего равноденствия ♈ (оси $Ox_{г.а}$) до линии узлов ☊☋, т. е. линии пересечения плоскости

орбиты с плоскостью экватора; восходящим узлом ☊ орбиты называют точку, в которой тело переходит из южного полушария в северное; противоположная точка ☋ называется нисходящим узлом.

i — *наклонение орбиты* — двугранный угол между плоскостью орбиты и плоскостью экватора, отсчитываемый от плоскости экватора против хода часовой стрелки для наблюдателя, находящегося в точке восходящего узла.

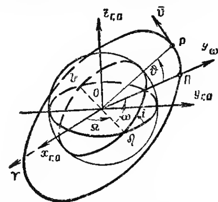


Рис. 47. Элементы орбиты в пространстве: Ω — долгота восходящего узла ☊; i — наклонение; ω — аргумент перигея; ϑ — истинная аномалия точки P; $П$ — перигей орбиты

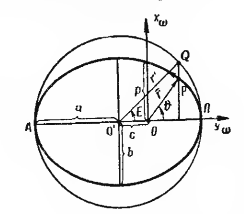


Рис. 48. Элементы орбиты на плоскости: p — фокальный параметр; E — эксцентрическая аномалия; ϑ — истинная аномалия; $П$ — перицентр; a, b, c — большая, малая полуоси и сжатие орбиты

ω — *аргумент перигея* — угловое расстояние перицентра $П$ от восходящего узла, отсчитываемое в плоскости орбиты в направлении движения.

Остальные три элемента соответственно определяют размеры, форму орбиты и положение тела на орбите:

a — большая полуось;

$$a = \frac{1}{2}(r_п + r_а);$$

(среднее расстояние движущейся точки от притягивающего центра);

e — эксцентриситет;

$$e = c/a = \sqrt{a^2 - b^2}/a = (h_а + h_п)/2a;$$

(отношение расстояния между центром орбиты O' и ее фокусом O к большой полуоси),

τ — момент прохождения тела через перицентр.

Иногда вместо элементов a и e используют радиусы перицентра и апоцентра:

$$r_п = a(1 - e) \text{ и } r_а = a(1 + e),$$

а также *фокальный параметр* орбиты

$$p = a(1 - e^2).$$

Чтобы описать движение тела в плоскости орбиты (плоскости $Ox_\omega y_\omega$) используют следующие величины (рис. 48):

$\bar{r}$ — радиус-вектор, направленный из притягивающего центра в движущуюся точку P;

ϑ — истинная аномалия;

E — *эксцентрическая* аномалия — угол, отсчитываемый от положительного направления оси Oy_ω до радиуса $\bar{r}'$ вспомогательной окружности, проведенного в точку пересечения Q окружности с перпендикуляром к оси Oy_ω, проходящим через движущуюся точку P на эллипсе;

M — *средняя* аномалия — угол, который составит радиус-вектор $\bar{r}$ с положительным направлением оси Oy_ω в том случае, если бы он двигался равномерно с угловой скоростью $n = \sqrt{\mu/a^3}$, которую называют иногда средним движением;

u — *аргумент широты* — центральный угол, отсчитываемый в плоскости орбиты в направлении движения от восходящего узла до радиуса-вектора движущейся точки P. Аргумент широты

$$u = \omega + \vartheta.$$

Эллиптическое движение описывается следующими уравнениями:

Параметры движения	Уравнения движения	
	в функции истинной аномалии ϑ	в функции эксцентрической аномалии E
Радиус-вектор	$r = p/(1 + e\cos\vartheta)$	$r = a(1 - e\cos E)$
Орбитальные координаты	$x_\omega = p\sin\vartheta/(1+e\cos\vartheta)$	$x_\omega = a\sqrt{1-e^2}\sin E$
	$y_\omega = p\cos\vartheta/(1+e\cos\vartheta)$	$y_\omega = a(\cos E - e)$
Составляющие скорости:		
радиальная	$v_y = \sqrt{\mu/p}\, e\sin\vartheta$	$v_y = \frac{e\sin E}{1-e\cos E}\sqrt{1-e^2}\cdot\sqrt{\mu/p}$
трансверсальная	$v_x = \sqrt{\mu/p}\,(1 + e\cos\vartheta)$	$v_x = \frac{1-e^2}{1-e\cos E}\sqrt{\mu/p}$

Величины ϑ и E связаны соотношениями:

$$\left.\begin{aligned} \sin\vartheta &= \frac{\sin E}{1-e\cos E}\sqrt{1-e^2};\\ \cos\vartheta &= \frac{\cos E - e}{1-e\cos E};\\ \sin E &= \frac{\sin\vartheta}{1+e\cos\vartheta}\sqrt{1-e^2};\\ \cos E &= \frac{e+\cos\vartheta}{1+e\cos\vartheta}. \end{aligned}\right\} \qquad (64)$$

Средняя аномалия M связана со временем t и эксцентрической аномалией E *уравнением Кеплера*:

$$E - e\sin E = M = n(t - \tau). \qquad (65)$$

Определение времени по известной эксцентрической аномалии не представляет затруднений. Обратное отыскание E по средней аномалии M или времени t вследствие трансцендентности уравнения Кеплера затруднено. Поэтому для его решения применяют специальные методы.

Графический метод решения уравнения Кеплера. Графически уравнение Кеплера решается с помощью специальной номограммы (рис. 49). По известным значениям M и e находят $(M+100\ e)$. После этого точку M, взятую на нижней оси, соединяют линией с точкой $(M+100\ e)$ на верхней оси и против точки пересечения линии с кривой на оси абсцисс получают значение E.

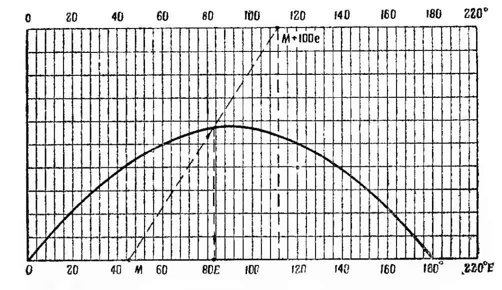


Рис. 49. Номограмма для решения уравнения Кеплера. Эксцентрическая аномалия E определяется как абсцисса точки пересечения графика с прямой, проходящей через точку M на нижней оси и точку $M + 100\,e$ на верхней оси.
Пример: $M = 45°$; $e = 0{,}67$; $M + 100e = 45 + 100 \cdot 0{,}67 = 112°$; $E = 83°{,}5$

Метод разложения в ряд по степеням эксцентриситета. Согласно этому методу значение E находят с помощью ряда:

$$E = M + e\sin M + \frac{e^2}{2}\sin 2M +$$

$$+ \frac{e^3}{3!2^2}(3^2\sin 3M - 3\sin M) + \frac{e^4}{4!2^3}(4^3\sin 4M - 4\cdot 2^3\sin 2M) +$$

$$+ \frac{e^5}{5!2^4}(5^4\sin 5M - 5\cdot 3^4\sin 3M + 10\sin M) +$$

$$+ \frac{e^6}{6!2^5}(6^5\sin 6M - 6\cdot 4^5\sin 4M + 15\cdot 2^5\sin 2M) + \ldots \qquad (66)$$

Метод последовательных приближений (метод итерации). В качестве первого приближения принимается значение E_0, полученное с помощью какого-либо укороченного ряда (66). Подставляя это значение в уравнение Кеплера, определяют приближенное значение M', а затем вычисляют поправку

$$\Delta E = \frac{M - M'}{1 - e\cos E_0}.$$

Уточненное значение, или второе приближение

$$E_1 = E_0 + \Delta E.$$

Вычисление продолжается до тех пор, пока не будет достигнута желаемая степень точности, т. е. пока величина ΔE не будет достаточно мала.

Для определения величины и направления вектора орбитальной скорости $\bar{v}$ удобно пользоваться его годографом в орбитальной неподвижной системе координат (рис. 50), который представляет собой окружность, лежащую в плоскости $Ox_\omega y_\omega$. Радиус этой окружности равен $\sqrt{\mu/p}$, а координаты ее центра O_1: $x_{\omega 1} = e\sqrt{\mu/p}$; $y_{\omega 1} = 0$; $z_{\omega 1} = 0$.

Чтобы найти вектор $\bar{v}$ орбитальной скорости в точке P, истинная аномалия которой ϑ, необходимо из центра окружности O_1 под углом ϑ к оси Oy_ω провести прямую до пересечения с окружностью и точку B соединить с началом координат O. Радиус-вектор $\overline{OB}$ в выбранном масштабе будет соответствовать вектору $\bar{v}$ искомой орбитальной скорости тела в точке P.

При вычислениях можно использовать и такое свойство вектора орбитальной скорости. Если провести хорду, соединяющую точки P_1 и P_2 эллиптической орбиты, и представить векторы $\bar{v}_1$ и $\bar{v}_2$ в виде векторной суммы ее составляющих, направленных вдоль радиуса и хорды (рис. 51), т. е.

$$\bar{v}_1 = \bar{v}_{d1} + \bar{v}_{r1}; \quad \bar{v}_2 = \bar{v}_{d2} + \bar{v}_{r2},$$

то получим следующие равенства:

$$v_{d1} = v_{d2}; \quad v_{r1} = -v_{r2};$$

$$v_{d1}\, v_{r1} = v_{d2}\, v_{r2} = \frac{2dR_0}{(r_1 + r_2 + d)(r_1 + r_2 - d)}\, g_0,$$

где d — длина хорды P_1P_2; R_0 — радиус центрального тела; g_0 — ускорение силы притяжения на поверхности центрального тела.

Кроме того, вектор $(\bar{v}_2 - \bar{v}_1)$ направлен параллельно биссектрисе угла P_1OP_2.

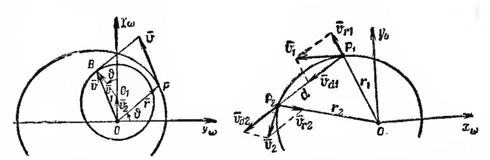


Рис. 50. Годограф орбитальной скорости (ϑ — истинная аномалия)

Рис. 51. Разложение вектора орбитальной скорости на составляющие по радиусу r и хорде d

§ 4. Зависимости, связывающие элементы орбиты с начальными условиями

Для расчета элементов орбиты в качестве начальных условий обычно принимают параметры движения центра масс КА в точке выведения K на орбиту (в точке выключения двигателя): $x_к$, $y_к$, $z_к$, $\dot{x}_к$, $\dot{y}_к$, $\dot{z}_к$, определенные в абсолютной геоцентрической системе координат $Ox_{г.а}y_{г.а}z_{г.а}$. Элементы орбиты рассчитываются по следующим формулам:

$$i = \operatorname{arctg} \sqrt{C_1^2 + C_2^2}/C_3 \quad (0 \leqslant i \leqslant 180^\circ);$$

$$p = C^2/\mu; \quad e = f/\mu;$$

$$\sin\Omega = C_1/C\sin i; \qquad \cos\Omega = C_2/C\sin i;$$
$$(0 \leqslant \Omega \leqslant 360^\circ);$$
$$\sin\omega = -\frac{f_1\sin\Omega - f_2\cos\Omega}{f\cos i}; \quad \cos\omega = \frac{f_1\cos\Omega + f_2\sin\Omega}{f};$$
$$(0 \leqslant \omega \leqslant 360^\circ);$$
$$\sin u = -\frac{x\sin\Omega - y\cos\Omega}{r\cos i}; \quad \cos u = \frac{x\cos\Omega + y\cos\Omega}{r};$$
$$(0 \leqslant u \leqslant 360^\circ);$$
$$\vartheta = u - \omega,$$

для которых величины C_j, f_j определяются предварительно (для сокращения записи формулы представлены в виде матриц, а индексы «г а» при координатах и составляющих скорости опущены)

$$\left.\begin{aligned}
&\bar{C} = \begin{Vmatrix} C_1 \\ C_2 \\ C_3 \end{Vmatrix} = \begin{Vmatrix} 0 & -z & y \\ z & 0 & -x \\ y & x & 0 \end{Vmatrix} \cdot \begin{Vmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{Vmatrix}; \\
&\bar{f} = \begin{Vmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \end{Vmatrix} = -\frac{\mu}{r}\begin{Vmatrix} x \\ y \\ z \end{Vmatrix} - \begin{Vmatrix} 0 & -C_3 & C_2 \\ C_3 & 0 & -C_1 \\ C_2 & C_1 & 0 \end{Vmatrix} \cdot \begin{Vmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{Vmatrix}; \\
&C = \sqrt{C_1 + C_2 + C_3}; \qquad f = \sqrt{f_1^2 + f_2^2 + f_3^2}; \\
&r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}; \quad v = \sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2}
\end{aligned}\right\}$$

§ 5. Определение элементов круговой орбиты ИСЗ по данным наблюдений на фоне звездного неба

Одним из возможных методов определения элементов орбиты является их расчет по засечкам положения ИСЗ относительно звезд, наблюдаемых одновременно с ним. При этом положение ИСЗ определяется в топоцентрической экваториальной системе координат $Ax'y'z'$, оси которой в момент наблюдения направлены параллельно осям абсолютной геоцентрической системы координат $Ox_{г.а}y_{г.а}z_{г.а}$. Наиболее простые соотношения получаются в случае, когда заранее известно, что орбита ИСЗ — круговая, так как для ее характеристики достаточно найти четыре элемента: Ω, i, r и u в момент наблюдения. В зависимости от количества измерений, характера измеренных величин и числа станций наблюдения существует несколько методов определения элементов орбиты. К числу простейших из них относятся следующие.

Рис. 52 Экваториальные сферические координаты ИСЗ, измеряемые с одной станции наблюдения (A — точка стояния станции)

1. С одной станции наблюдения A измерены экваториальные сферические координаты ИСЗ α_i', δ_i' и r_i' (рис. 52) в моменты местного звездного времени S_1, S_2, ..., S_i, ..., S_n. Для расчета элементов орбиты вначале определяются координаты ИСЗ в абсолютной геоцентрической системе:

$$x_i = x_A + r_i'\cos\delta_i'\cos t_i';$$
$$y_i = y_A + r_i'\cos\delta_i'\sin t_i';$$
$$z_i = z_A + r_i'\sin\delta_i',$$

где x_A, y_A, z_A — абсолютные геоцентрические координаты станции наблюдения; t_i' — часовой угол ИСЗ в момент $S_i\left(t_i' = S_i - \alpha_i'\right)$.

После этого вычисляют.

— радиус круговой орбиты

$$r = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\sqrt{x_i^2 + y_i^2 + z_i^2};$$

— длину дуг орбиты между точками соседних наблюдений

$$\vartheta_{i+1} - \vartheta_i = \arccos \frac{x_i x_{i+1} + y_i y_{i+1} + z_i z_{i+1}}{r^2};$$

— наклонение орбиты

$$i = \arccos \frac{x_i y_{i+1} - x_{i+1} y_i}{r^2 \sin(\vartheta_{i+1} - \vartheta_i)};$$

— долготу восходящего узла орбиты

$$\operatorname{tg}\Omega = \frac{y_i z_{i+1} - y_{i+1} z_i}{x_i z_{i+1} - x_{i+1} z_i}; \quad \cos\Omega = \frac{x_i z_{i+1} - x_{i+1} z_i}{r^2 \sin i \sin(\vartheta_{i+1} - \vartheta_i)}.$$

Значения наклонения i и долготы восходящего узла Ω рассчитываются для каждого из промежутков $S_{i+1} - S_i$, а затем осредняются.

2. С двух станций наблюдения A и B измерены одновременно топоцентрические экваториальные координаты ИСЗ: α'_{Ai}, δ'_{Ai} и α'_{Bi}, δ'_{Bi} в моменты местного звездного времени для одной из станций $S_1, S_2, \ldots, S_i, \ldots, S_n$ (синхронные наблюдения). В этом случае для каждого момента времени также рассчитываются геоцентрические координаты ИСЗ

$$x_i = x_A + \frac{\left[x_B - x_A + (z_A - z_B)\operatorname{ctg}\delta'_{Bi}\cos t'_{Bi}\right]\cos\delta'_{Ai}\cos t'_{Ai}}{\cos\delta'_{Ai}\cos t'_{Ai} - \sin\delta'_{Ai}\operatorname{ctg}\delta'_{Bi}\cos t'_{Bi}};$$

$$y_i = y_A + \frac{\left[x_B - x_A + (z_A - z_B)\operatorname{ctg}\delta'_{Bi}\cos t'_{Bi}\right]\cos\delta'_{Ai}\sin t'_{Ai}}{\cos\delta'_{Ai}\cos t'_{Ai} - \sin\delta'_{Ai}\operatorname{ctg}\delta'_{Bi}\cos t'_{Bi}};$$

$$z_i = z_A + \frac{\left[x_B - x_A + (z_A - z_B)\operatorname{ctg}\delta'_{Bi}\cos t'_{Bi}\right]\sin\delta'_{Ai}}{\cos\delta'_{Ai}\cos t'_{Ai} - \sin\delta'_{Ai}\operatorname{ctg}\delta'_{Bi}\cos t'_{Bi}},$$

по которым затем вычисляются элементы орбиты так, как это показано выше.

Следует отметить, что приведенный метод наблюдений дает лишь приближенные значения элементов орбиты. Однако они могут служить базой для последующих уточняющих расчетов, основанных на статистической обработке большого количества избыточной информации, получаемой от измерительных устройств.

§ 6. Прогнозирование движения ИСЗ. Расчет эфемерид

Эфемеридами в астрономии принято называть заранее предвычисленные для различных моментов времени положения какого-либо светила на небесной сфере. Под эфемеридами ИСЗ понимают значения его координат в какой-либо топоцентрической системе координат, рассчитанные для фиксированных моментов времени в результате прогнозирования движения ИСЗ. Эфемериды ИСЗ служат для целеуказания измерительным средствам и предварительного наведения их при внешнетраекторных измерениях в точку небесной сферы, в которой ожидается прохождение ИСЗ в указанный момент времени.

Прогнозирование движения ИСЗ заключается в расчете его орбиты и определении эфемерид для наземных измерительных пунктов. Различают прогнозирование долгосрочное и краткосрочное.

Долгосрочное прогнозирование движения ИСЗ производится по различным сложным методикам, учитывающим все возмущающие факторы. В качестве начальных условий принимаются параметры движения ИСЗ, определенные на основе статистической обработки данных внешнетраекторных измерений на нескольких витках с помощью нескольких измерительных пунктов (комплекса наземных станций слежения и прогнозирования).

Краткосрочное прогнозирование основано на использовании более простых зависимостей. В первом приближении возможно использовать формулы невозмущенного движения. Точность краткосрочного прогнозирования намного ниже точности долгосрочного. С увеличением времени, на которое производится прогнозирование, или с увеличением периода прогнозирования эта разница сильно возрастает.

Методику приближенного расчета эфемерид рассмотрим на следующем примере.

Пусть известны элементы орбиты: Ω, ω, i, p, e, момент τ прохождения перигея по всемирному времени (с указанием даты), координаты измерительного пункта: φ, λ и задан момент наблюдения $t_н$ (по всемирному времени с указанием даты). Требуется рассчитать в топоцентрической горизонтальной системе координат измерительного пункта для заданного момента наблюдения сферические координаты ИСЗ: высоту (угол места) ε, азимут A и наклонную дальность D.

Расчеты выполняются в такой последовательности:

1) Определяются координаты ИСЗ в орбитальной неподвижной системе координат, для чего предварительно находят:

— промежуток среднего времени $\Delta t_{ср}$ с момента τ прохождения перигея до заданного момента наблюдения $t_н$: $\Delta t_{ср}=t_н-\tau$, который затем переводится в звездное время с помощью Астрономического ежегодника (см. таблицу «Перевод среднего времени в звездное») или по формуле $t_{зв}=1{,}00273791\ \Delta t_{ср}$;

— среднее движение $n=\sqrt{\mu/a^3}$;

— среднюю аномалию $M=\Delta t_{зв}n$;

— эксцентрическую аномалию E (решением уравнения Кеплера одним из указанных в § 3 методов).

Координаты x_ω, y_ω рассчитываются по формулам:

$$x_\omega = a\sqrt{1-e^2}\sin E; \quad y_\omega = a(\cos E - e).$$

2) Определяются координаты ИСЗ в абсолютной и относительной геоцентрической системах координат с помощью матриц

$$\| A^{г.а\,\omega} \| \text{ и } \| A^{г\,г.а} \|.$$

Необходимое при расчетах звездное время гринвичского меридиана для момента наблюдения $t_н$, заданного по среднему всемирному времени, определяется по формуле

$$S = S_0 + \Delta t + t_н,$$

где S_0 — звездное время гринвичского меридиана для $0^ч$ всемирного времени в заданную дату; Δt — поправка на переход от интервалов среднего времени к звездному (S_0 и Δt определяются с помощью таблиц «Звездное время» и «Перевод среднего времени в звездное», помещенных в Астрономическом ежегоднике).

3) Определяются прямоугольные координаты ИСЗ в горизонтальной топоцентрической системе координат с помощью матрицы $\| A^{т\,г} \|$ по формулам:

$$\begin{Vmatrix} x_т \\ y_т \\ z_т \end{Vmatrix} = \| A^{т\,г} \| \cdot \begin{Vmatrix} x_г \\ y_г \\ z_г \end{Vmatrix} - \begin{Vmatrix} 0 \\ R_e \\ 0 \end{Vmatrix},$$

а затем сферические координаты ИСЗ:

$$\left.\begin{aligned} &\sin A = z_т\Big/\sqrt{x_т^2+z_т^2}; \quad \cos A = x_т\Big/\sqrt{x_т^2+z_т^2}; \\ &\operatorname{tg}\varepsilon = y_т\Big/\sqrt{x_т^2+y_т^2}; \quad D=\sqrt{x_т^2+y_т^2+z_т^2}. \end{aligned}\right\}$$

§ 7. Расчет трассы ИСЗ

Подспутниковой называется точка земной поверхности, из которой спутник в данный момент виден в зените. Если Земля — шар, то подспутниковой точкой будет точка пересечения радиуса-вектора ИСЗ со сферической поверхностью Земли. Геометрическое место подспутниковых точек, или проекция орбиты ИСЗ на поверхность вращающейся Земли, на которой указано время прохождения отдельных пунктов, называется *трассой* ИСЗ. Знание трассы ИСЗ необходимо для выработки целеуказаний и расчета эфемерид для измерительных пунктов, в районе которых ожидается его прохождение, т. е. знание трассы позволяет координировать по времени работу наземного измерительного комплекса. Знание трассы специальных спутников, предназначенных для обслуживания каких-либо объектов на поверхности Земли, позволяет производить предварительные оценочные расчеты по определению размеров обслуживаемой территории.

Расчет трассы сводится к определению координат φ и λ подспутниковых точек в относительной геоцентрической системе координат, где через определенные интервалы време-

ни, начиная с некоторого момента t_0 по всемирному времени указанной даты. Он выполняется в такой последовательности:

1) По формулам, приведенным в предыдущем параграфе, определяется эксцентрическая аномалия ИСЗ в рассматриваемые моменты времени. После этого рассчитываются истинная аномалия

$$\sin\vartheta = \frac{\sin E}{1-\cos E}\sqrt{1-e^2}\,;\ \cos\vartheta = \frac{\cos E - e}{1 - e\cos E}$$

и аргумент широты

$$u = \omega + \vartheta.$$

2) Определяются $\varphi_{г.\,а}$ и $\lambda_{г.\,а}$ подспутниковой точки в абсолютной системе координат:

$$\sin\varphi_{г.\,а} = \sin i \sin u;$$
$$\sin\lambda_{г.\,а} = (\sin\Omega\cos u + \cos\Omega\cos i\sin u)/\cos\varphi_{г.\,а};$$
$$\cos\lambda_{г.\,а} = (\cos\Omega\cos u - \sin\Omega\cos i\sin u)/\cos\varphi_{г.\,а},$$

а затем в относительной системе координат:

$$\varphi_г = \varphi_{г.\,а};\ \lambda_г = \lambda_{г.\,а} - \Omega_e\,[S - S_0],$$

где S и S_0 — звездное время соответственно в рассматриваемый момент и на начало данных суток по всемирному времени.

§ 8. Видимость спутника с наземной станции

С данной наземной станции спутник будет виден, если он расположен над плоскостью местного горизонта или его угловая высота ε больше некоторого минимально допустимого угла, определяемого местными условиями наблюдения (степенью прозрачности приземного слоя атмосферы) и характеристиками аппаратуры наблюдения (минимальным углом возвышения антенн). Поскольку значение ε_{min} может изменяться от случая к случаю, то обычно рассматривают

приближенное условие, которое математически выражается соотношением

$$x_{г.\,а}\cos\xi + y_{г.\,а}\cos\eta + z_{г.\,а}\cos\zeta - R_e \geqslant 0,$$

где $x_{г.\,а}$, $y_{г.\,а}$, $z_{г.\,а}$ — абсолютные геоцентрические координаты спутника.

Направляющие косинусы радиуса-вектора станции наблюдения определяются по формулам:

$$\cos\xi = X/R_e;\ \cos\eta = Y/R_e;\ \cos\zeta = Z/R_e,$$

где X, Y, Z — абсолютные геоцентрические координаты станции наблюдения.

Время видимости спутника с наземной станции определяется как время его пребывания над местным горизонтом и для эллиптических орбит может быть рассчитано по формуле

$$t_{вид} = -\sqrt{a^3/\mu}\Big[\sqrt{2r_в/a - p/a - (r_в/a)^2} - \sqrt{2r_з/a - p/a - (r_з/a)^2} + \arcsin\frac{1 - r_в/a}{\sqrt{1-p/a}} - \arcsin\frac{1 - r_з/a}{\sqrt{1-p/a}}\Big], \quad (67)$$

где $r_в$ и $r_з$ — соответственно радиусы-векторы ИСЗ в моменты его восхода и захода, т. е. радиусы-векторы точек пересечения орбиты ИСЗ с плоскостью местного горизонта; их величина рассчитывается по формуле

$$r = R_e/[\cos\varphi_{н.\,с}\cos\varphi\cos(\lambda_{н.\,с} - \lambda) \pm \sin\varphi_{н.\,с}\sin\varphi],$$

где $\varphi_{н.\,с}$, $\lambda_{н.\,с}$ и φ, λ — сферические координаты наземной станции и подспутниковой точки в абсолютной системе координат (в момент захода берется знак «+», в момент восхода — знак «—»).

Время видимости спутника на круговой экваториальной орбите для наблюдателя, находящегося на экваторе, определяется по формуле

$$t_{вид} = T_{зв}\cdot\frac{T_e}{T_e \pm T_{зв}}\cdot\frac{\arccos(R_e/r)}{\pi}, \quad (67а)$$

где R_e/r — отношение радиуса Земли к радиусу-вектору ИСЗ; T_e — период вращения Земли; знак «+» берется для наклонения орбиты $i=180°$; знак «—» для наклонения $i=0°$.

Как видно из формулы, время $t_{вид}$ зависит от высоты h орбиты (отношения R_e/r) и звездного периода обращения $T_{зв}$ ИСЗ, а также положения наблюдателя относительно экватора (рис. 53 и 54).

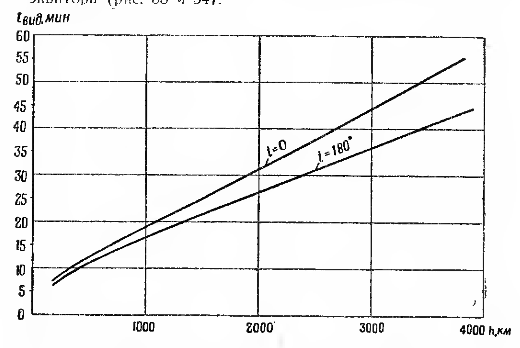


Рис. 53. Время видимости $t_{вид}$ ИСЗ для наблюдателя, находящегося на экваторе, в зависимости от высоты h круговой экваториальной орбиты

Время освещения Солнцем ИСЗ на круговой орбите в процентах от периода обращения

$$t_{осв} = \frac{90° + \arcsin(\sin\varsigma/\sin\eta)}{180°}\cdot 100\%, \qquad (68)$$

где ς — угол тени; η — угол между нормалью к плоскости орбиты и линией Земля—Солнце (рис. 55). Как видно из рис. 56, угол тени

$$\varsigma = \arcsin\sqrt{(2R_e h + h^2)}/(R+h),$$

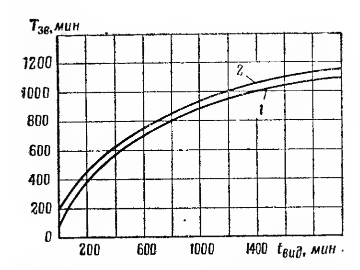


Рис. 54. Максимальное время видимости $t_{вид}$ ИСЗ в зависимости от периода его обращения $T_{зв}$ по экваториальной круговой орбите: *1* — для наблюдателя на экваторе; *2* — для наблюдателя на широте $\varphi=60$

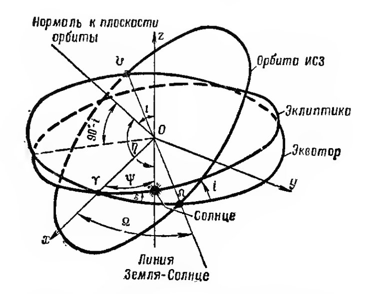


Рис. 55. Расположение орбиты ИСЗ относительно эклиптики:
η — угол между нормалью к плоскости орбиты и линией Земля — Солнце; Ψ — угол между осью $O\Upsilon$ и линией Земля — Солнце

а угол η определяется из выражения

$$\cos\eta = \cos i \sin\varepsilon \sin\Psi - \sin i \sin\varepsilon \cos\Omega \sin\Psi + \sin i \sin\Omega \cos\Psi,$$

где ε — угол между эклиптикой и экватором; Ψ — угол между направлением на точку весеннего равноденствия и линией Земля — Солнце. Приближенно в градусах угол

$$\Psi = 0{,}98563\, N_{21.\,\text{III}},$$

где $N_{21.\,\text{III}}$ — число дней, прошедших после 21 марта до дня наблюдения ИСЗ.

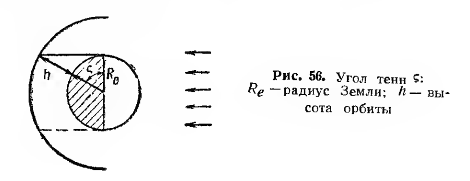


Рис. 56. Угол тени ς: R_e — радиус Земли; h — высота орбиты

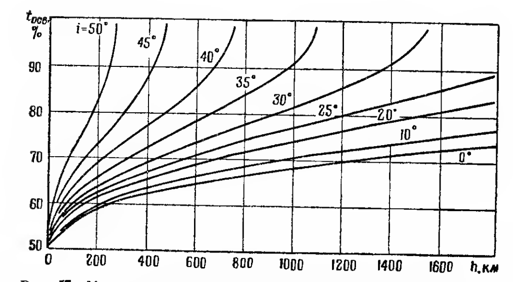


Рис. 57. Максимальное время освещения $t_{\text{осв}}$ ИСЗ Солнцем в зависимости от высоты h и наклонения i круговой орбиты

Минимальная продолжительность освещения ИСЗ Солнцем получается при $\eta=90°$. Ее величина

$$t'_{\text{осв}} = \frac{90° + \varsigma}{180°}\cdot 100\%. \tag{69}$$

Максимальное значение $t_{\text{осв}}$ зависит от высоты h и наклонения i; для круговой орбиты оно определяется по графику (рис. 57).

Чтобы ИСЗ был освещен в течение всего периода обращения, наклонение его орбиты должно быть $i=90° - \varsigma - \varepsilon$.

Глава 4

ВОЗМУЩЕННОЕ ДВИЖЕНИЕ

§ 1. Возмущающие факторы. Вековые и периодические возмущения

Для точного вычисления элементов орбиты КА необходимо рассмотреть возмущающие факторы, которые вызывают отклонение от кеплеровского движения. К этим факторам можно отнести дополнительные силы притяжения Земли, обусловленные ее несферичностью, силы притяжения Луны, Солнца и других планет, аэродинамические и электромагнитные силы, световое давление и др. Действие этих сил либо постоянно, либо изменяется по мере перемещения КА по орбите. Поэтому они называются постоянно действующими возмущающими силами.

Кроме того, в орбитальном полете КА может испытывать удары метеоритных тел, притяжение других КА, кратковременные тормозные или ускорительные импульсы при включении бортовых реактивных двигателей. Такие возмущающие силы называются мгновенными или импульсными.

Постоянно действующие и импульсные возмущающие силы приводят к тому, что истинные параметры движения КА по орбите отличаются от параметров, рассчитанных по формулам кеплеровского движения. Это отличие действительных параметров движения от расчетных принято называть *возмущением*, а само движение КА под действием хотя бы одной возмущающей силы — *возмущенным*.

Все возмущения делятся на вековые и периодические. Вековые возмущения непрерывно изменяют элементы орбиты пропорционально времени.

Периодическими называются такие возмущения, значения которых повторяются через определенный интервал времени. Они делятся на короткопериодические и долгопериодические.

§ 2. Учет постоянно действующих возмущающих сил

Влияние постоянно действующих возмущающих сил можно учитывать двумя путями: численным интегрированием дифференциальных уравнений движения с заданными величинами возмущающих сил, а также разложением в ряд правых частей дифференциальных уравнений и почленным аналитическим интегрированием этого ряда.

Численное интегрирование является достаточно общим методом, позволяющим рассматривать любую траекторию при любом количестве возмущающих сил. Однако свойственное этому методу накопление ошибки с увеличением числа шагов интегрирования ограничивает его применение. Он используется при расчете орбит переходного характера и краткосрочных орбит. При учете возмущающих сил вторым способом получаются конечные аналитические выражения, с помощью которых возмущения можно вычислять простым введением времени или его функции. Но аналитические выражения даже для одной возмущающей силы весьма громоздки, что затрудняет применение этого метода.

Ниже приведены некоторые методы учета постоянно действующих возмущающих сил.

Метод Кауэлла заключается в численном интегрировании полного ускорения

$$\frac{d^2x}{dt^2} = -\frac{\mu}{r^3}x + \sum_{i=1}^{n}\ddot{X}_i \quad (y,\ z \to x), \tag{70}$$

где $\ddot{X}_i$ — возмущающие ускорения.

Этот метод рекомендуется применять, когда возмущающие силы соизмеримы или превосходят по величине центральную силу.

Метод Энке заключается в интегрировании отклонений от опорной орбиты. В этом случае для определения координат КА интегрируются только возмущающие ускорения $\sum_{i=1}^{n}\ddot{X}_i$. Метод Энке позволяет увеличить шаг интегрирования, однако для каждого конкретного случая следует тщательно выбирать опорную орбиту. Этот метод целесообразно применять в тех случаях, когда возмущающие ускорения невелики.

Метод оскулирующих элементов. Положение, форма, размеры орбиты и положение КА на ней при невозмущенном движении полностью характеризуются шестью элементами орбиты: i, Ω, e, p, ω, τ.

При наличии возмущающих сил орбита будет отличаться от кеплеровой. Однако можно считать, что КА в каждый момент времени находится на некоторой кеплеровой орбите, на которой он оказался бы, если бы в момент t прекратилось действие возмущающей силы. Для каждого момента времени t будет своя кеплерова орбита. Иначе говоря, орбита, на которой находится КА, меняется с течением времени. Это значит, что элементы орбиты являются функциями времени t, но в каждый момент времени она касается истинной орбиты КА в той точке, где в этот момент находится КА. Непрерывно меняющаяся кеплерова орбита, которая строится таким образом, называется *оскулирующей*, а ее элементы $\Omega(t)$, $i(t)$, $e(t)$, $p(t)$, $\omega(t)$, $\tau(t)$ — *оскулирующими*. Изменение этих элементов во времени описывается следующими дифференциальными уравнениями:

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{d\Omega}{dt}=\frac{r}{\sqrt{\mu p}}\cdot\frac{\sin u}{\sin i}\cdot a_z; \quad \frac{de}{dt}=\sqrt{\frac{p}{\mu}}\Big[a_y\sin\vartheta+\\
&\qquad\qquad +a_x e\frac{r}{p}+a_x\Big(1+\frac{r}{p}\Big)\cos\vartheta\Big];\\
&\frac{di}{dt}=\frac{r}{\sqrt{\mu p}}\cdot\cos u\cdot a_z; \quad \frac{d\omega}{dt}=\frac{1}{e}\sqrt{\frac{p}{\mu}}\Big[-a_y\cos\vartheta+\\
&\qquad\qquad + a_x\Big(1+\frac{r}{p}\Big)\sin\vartheta+\\
&\qquad\qquad + a_z e\frac{r}{p}\cdot\sin u\operatorname{ctg} i\Big];\\
&\frac{dp}{dt}=2r\sqrt{p/\mu}\cdot a_x; \quad \frac{d\tau}{dt}=\frac{r^2}{e}\Big[(eN'\sin\vartheta-\\
&\qquad\qquad -\cos\vartheta)\,a_y+N'\frac{p}{r}a_x\Big],
\end{aligned}\right\}\quad(71)$$

где $N'=\frac{1}{1-e^2}\Big[(2+e\cos\vartheta)\sin\vartheta-3e\frac{\sqrt{\mu p}}{r^2}\cdot(t-\tau)\Big]$;

a_y, a_x, a_z — проекции возмущающего ускорения соответственно на радиальную, трансверсальную и бинормальную орбитальные оси. Эти проекции в каждом случае исследования возмущенного движения должны быть выражены через элементы орбиты.

§ 3. Возмущения, вызываемые несферичностью Земли

С достаточной для практики точностью земной геоид можно заменить сплюснутым эллипсоидом вращения, у которого центр масс совпадает с центром масс Земли, а малая ось — с осью вращения Земли. Такой эллипсоид называется общим земным эллипсоидом, а его поле притяжения — нормальным. С точностью до членов первого порядка малости относительно сжатия α потенциал нормального поля притяжения

$$\mathbf{V}=\frac{\mu}{r}-\frac{\varepsilon}{3r^3}(3\sin^2\varphi-1), \qquad (72)$$

где $\varepsilon=\mu a_e^2\Big(\alpha-\frac{\Omega_e a_e}{2g_0}\Big)$; a_e — большая полуось земного эллипсоида (экваториальный радиус Земли).

Разность между потенциалом земного эллипсоида и потенциалом сферической Земли называют потенциалом дополнительной силы притяжения Земли. Его величина

$$\Delta\mathbf{V}=\frac{1}{3}\cdot\frac{\varepsilon}{r^3}\cdot(1-3\sin^2 u\sin^2 i),$$

а составляющие возмущающего ускорения

$$\left.\begin{aligned}
a_x&=-\frac{\varepsilon}{r^4}\sin 2u\sin^2 i;\\
a_y&=\frac{\varepsilon}{r^4}(3\sin^2 u\sin^2 i-1);\\
a_z&=\frac{\varepsilon}{r^4}\sin^2 u\sin 2i.
\end{aligned}\right\}$$

Система дифференциальных уравнений, учитывающих влияние дополнительной силы притяжения, может быть записана в следующем виде:

$$\left.\begin{aligned}
\frac{d\Omega}{d\vartheta} &= -\frac{2\varepsilon}{\mu p^2}\cdot(1 + e\cos\vartheta)\sin^2 u\cos i;\\
\frac{di}{d\vartheta} &= -\frac{2\varepsilon}{\mu p^2}\cdot(1 + e\cos\vartheta)\sin 2u\sin 2i;\\
\frac{dp}{d\vartheta} &= -\frac{2\varepsilon}{\mu p}\cdot(1 + e\cos\vartheta)\sin 2u\sin^2 i;\\
\frac{de}{d\vartheta} &= \frac{\varepsilon}{\mu p}[(1 + e\cos\vartheta)^2(1 - 3\sin^2 i\sin^2 u)\sin\vartheta -\\
&- (2 + e\cos\vartheta)(1 + e\cos\vartheta)\cdot\cos\vartheta\sin^2 i\sin 2u -\\
&- e(1 + e\cos\vartheta)\sin^2 i\sin 2u];\\
\frac{d\omega}{d\vartheta} &= -\frac{\varepsilon}{e\mu p^2}[(3\sin^2 u\sin^2 i - 1)(1 + e\cos\vartheta)^2\cos\vartheta +\\
&+ (2 + e\cos\vartheta)(1 + e\cos\vartheta)\cdot\sin^2 i\sin 2u\sin\vartheta -\\
&- 2e(1 + e\cos\vartheta)\cos^2 i\sin^2 u].
\end{aligned}\right\} \quad (73)$$

Для определения приращений элементов орбиты за один оборот (виток) КА вокруг земного эллипсоида эти уравнения следует проинтегрировать по истинной аномалии в пределах от $\vartheta_1 = 0$ до $\vartheta_2 = 2\pi$. Ниже приведены формулы для определения как первого, так и более высокого порядка возмущений элементов орбиты.

1. Возмущения долготы восходящего узла орбиты КА. Через N оборотов после запуска долгота восходящего узла орбиты

$$\Omega_N = \Omega_0 + N\Delta\Omega + \delta\Omega, \quad (75)$$

где Ω_0 — начальное значение долготы восходящего узла; $\Delta\Omega$ — вековое возмущение долготы восходящего узла орбиты за один оборот КА; $\delta\Omega$ — периодическое возмущение долготы восходящего узла.

Вековое возмущение $\Delta\Omega$ может быть представлено в виде суммы вековых возмущений первого, второго и третьего порядков

$$\Delta\Omega = \Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3,$$

величина которых вычисляется по формулам:

$$\left.\begin{aligned}
\Omega_1 &= -3\pi I_2\left(\frac{R_e}{a}\right)^2\left(\frac{1}{1-e^2}\right)^2\cos i;\\
\Omega_2 &= -\frac{3\pi}{16} I_2^2\left(\frac{R_e}{a}\right)^4\left(\frac{1}{1-e^2}\right)^4[4(3 - 20\sin^2 i) -\\
&\quad - e^2(4 + 5\sin^2 i)]\cos i;\\
\Omega_3 &= \frac{15\pi}{8} I_4\left(\frac{R_e}{a}\right)^4\left[\frac{1 + 1{,}5e^2}{(1-e^2)^4}\right](4 - 7\sin^2 i)\cos i,
\end{aligned}\right\}$$

где I_2, I_4 — коэффициенты потенциала гравитационного поля Земли (см. § 2, глава 5, часть I). Преобладающее влияние оказывает вековое возмущение первого порядка.

Для прямых КА ($\cos i > 0$) долгота восходящего узла орбиты все время убывает, т. е. линия узлов вращается (прецессирует). Это явление называется регрессией линии узлов.

Скорость $\dot{\Omega}_i$ прецессии орбиты зависит от ее наклонения i и фокального параметра p. Для определения величины прецессии пользуются номограммой (рис. 58).

Периодические возмущения $\delta\Omega$, как и периодические возмущения остальных элементов орбиты (a_N, e_N, i_N), обычно представляют в виде гармонического ряда в функции среднего значения аргумента перигея $\omega = \omega_0 + N\Delta\omega$ (см. стр. 151):

$$\delta\Omega = \Omega_4\sin\omega + (\Omega_5 + \Omega_6)\sin 2\omega + \Omega_7\cos\omega,$$

в котором коэффициенты

$$\Omega_4 = 4I_2\left(\frac{R_e}{a}\right)^2\cdot\frac{e}{(1-e^2)^2}\cdot\frac{(2 - 5\sin^2 i)\cos i}{4 - 5\sin^2 i};$$

$$\Omega_5 = -\frac{I_2}{8}\left(\frac{R_e}{a}\right)^2\left(\frac{e}{1-e^2}\right)^2\cdot\frac{(7 - 15\sin^2 i)\cos i}{4 - 5\sin^2 i};$$

$$\Omega_6 = \frac{5}{8}\left(\frac{I_4}{I_2}\right)\left(\frac{R_e}{a}\right)^2\left(\frac{e}{1-e^2}\right)^2\cdot\frac{(3 - 7\sin^2 i)\cos i}{4 - 5\sin^2 i};$$

$$\Omega_7 = \frac{I_3}{2I_2}\cdot\frac{R_e}{a}\cdot\frac{e}{1-e^2}\cdot\operatorname{ctg} i.$$

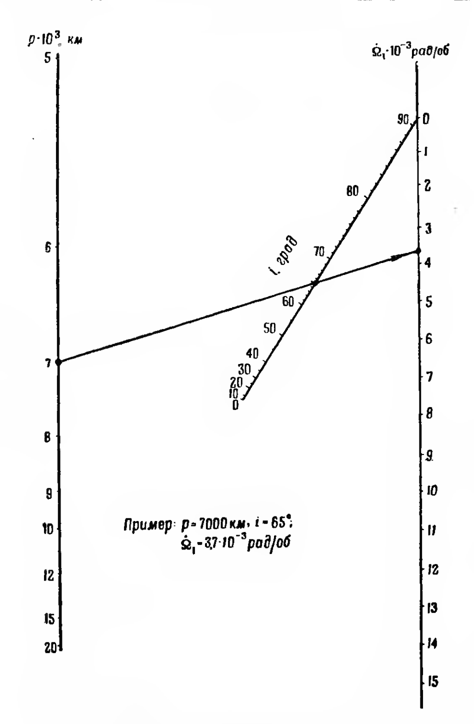


Рис. 58. Номограмма для расчета скорости прецессии $\dot{\Omega}_1$ линии узлов:
i — наклонение; p — фокальный параметр орбиты

Как видно из последних формул, для круговых орбит ($e=0$) периодические возмущения долготы восходящего узла отсутствуют.

Период прецессии орбиты, т. е. интервал времени, в течение которого плоскость орбиты сделает полный оборот относительно своего первоначального положения,

$$T_{\text{прец}} = -\frac{2T_{\text{зв}}}{3I_2 \cos i} \cdot \left(\frac{a}{R_e}\right)^2 (1-e^2)^2.$$

Прецессия орбиты позволяет без дополнительных энергетических затрат совместить плоскость орбиты КА с линией Земля — Солнце или любой другой линией, образующей постоянный угол с линией Земля — Солнце. Для этого необходимо выбрать такое наклонение орбиты ($90°<i<180°$), при котором период прецессии $T_{\text{прец}}$ КА равен периоду обращения Земли вокруг Солнца, т. е. 365,254 звездных суток.

2. Возмущения аргумента перигея орбиты. Через N оборотов после запуска КА аргумент перигея его орбиты

$$\omega_N = \omega_0 + N\Delta\omega + \delta\omega, \tag{76}$$

где ω_0 — начальное значение аргумента перигея; $\Delta\omega$ — вековое возмущение аргумента перигея за один оборот КА; $\delta\omega$ — периодическое возмущение аргумента перигея.

По аналогии с предыдущим, вековое возмущение аргумента перигея

$$\Delta\omega = \omega_1 + \omega_2 + \omega_3,$$

где ω_1, ω_2, ω_3 — вековые возмущения аргумента перигея первого, второго и третьего порядков. Их величина определяется по формулам

$$\omega_1 = \frac{3\pi}{2} I_2 \left(\frac{R_e}{a}\right)^2 \left(\frac{1}{1-e^2}\right)^2 (4-5\sin^2 i);$$

$$\omega_2 = \frac{3\pi}{64} I_2 \left(\frac{R_e}{a}\right)^4 \left(\frac{1}{1-e^2}\right)^4 [10 \sin^2 i\,(76-89 \sin^2 i) + $$

$$+ e^2 (56 - 36 \sin^2 i - 45 \sin^4 i)];$$

$$\omega_3 = -\frac{5\pi}{32} I_4 \left(\frac{R_e}{a}\right)^4 \left(\frac{1}{1-e^2}\right)^4 \Big[2\,(48 - 186 \sin^2 i + 147 \sin^4 i) +$$

$$+ \frac{e^2}{2} (216 - 756 \sin^2 i + 567 \sin^4 i) \Big].$$

Как видно из формул, при $i=63°,4$ вековое возмущение $\omega_1=0$, т. е. аргумент перигея практически не изменяется.

При $i<63°,4$ аргумент перигея от витка к витку возрастает, а при $i>63°,4$ — убывает. Вековое движение перигея достигает максимума при $i=0$ или $i=180°$, т. е. когда орбита экваториальная.

Для экваториальных орбит понятие линии узлов лишено физического смысла. Поэтому в качестве характеристики положения перигея экваториальной орбиты в пространстве используется угол $\tilde{\omega}$ с вершиной в центре притяжения, отсчитываемый от точки весеннего равноденствия до радиуса-вектора перигея. Вековое возмущение этого угла

$$\Delta\tilde{\omega} = 3\,(2 \pm 1)\,\pi I_2 \left(\frac{R_e}{p}\right)^2.$$

Знак «+» соответствует обратным КА, знак «—» — прямым КА.

Вековое возмущение аргумента перигея орбиты характеризуется прецессией линии апсид, зависящей от наклонения i и фокального параметра p орбиты. Для определения прецессии линии апсид пользуются номограммой (рис. 59).

Периодические возмущения аргумента перигея могут быть также представлены в виде гармонического ряда:

$$\delta\omega = \omega_4 \sin\omega + (\omega_5 + \omega_6) \sin 2\omega + \omega_7 \cos\omega + \omega_8 \sin 3\omega,$$

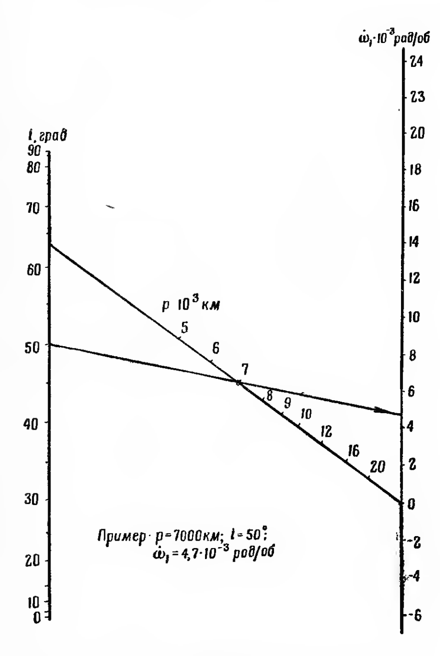


Рис. 59. Номограмма для расчета скорости прецессии $\dot{\omega}_1$ линии апсид:
i — наклонение; p — фокальный параметр орбиты

в котором коэффициенты:

$$\omega_4 = -\frac{1}{2} I_2 \left(\frac{R_e}{a}\right)^2 \left(\frac{1}{1-e^2}\right)^3 \left[\frac{1}{e}(3-2\sin^2 i) + \frac{e}{4}\cdot\frac{100-461\sin^2 i + 400\sin^4 i}{4-5\sin^2 i}\right];$$

$$\omega_5 = -\frac{1}{16} I_2 \left(\frac{R_e}{a}\right)^2 \left(\frac{1}{1-e^2}\right)^2 \left[\frac{48-465\sin^2 i - 15\sin^4 i}{4-5\sin^2 i} - \frac{e^2}{2}\cdot\frac{28-158\sin^2 i + 135\sin^4 i}{4-5\sin^2 i}\right];$$

$$\omega_6 = -\frac{5}{48}\left(\frac{I_4}{I_2}\right)\left(\frac{R_e}{a}\right)^2 \left(\frac{1}{1-e^2}\right)^2 \left[3 - \frac{\sin^2 i(6-7\sin^2 i)}{4-5\sin^2 i} - \frac{e^2}{2}\cdot\frac{36-210\sin^2 i + 186\sin^4 i}{4-5\sin^2 i}\right];$$

$$\omega_7 = -\frac{1}{2}\cdot\frac{I_3}{I_2}\cdot\frac{R_e}{a}\cdot\frac{1}{1-e^2}\cdot\left(\frac{\sin^2 i - e^2\cos^2 i}{e\sin i}\right);$$

$$\omega_8 = -\frac{1}{8} I_2 \left(\frac{R_e}{a}\right)^2 \cdot \frac{e}{(1-e^2)^2}.$$

3. Возмущения большой полуоси орбиты носят периодический характер. Через N оборотов КА величина большой полуоси его орбиты

$$a_N = a_0 + R_e(a_1\cos\omega + a_2\cos 2\omega + a_3\cos 3\omega), \quad (77)$$

где a_0 — средняя величина большой полуоси; a_1, a_2, a_3 — коэффициенты, величина которых определяется по формулам:

$$a_1 = \frac{3}{4} I_2 \cdot \frac{R_e}{a}\cdot\frac{e(4+e^2)}{(1-e^2)^3};$$

$$a_2 = \frac{3}{2} I_2 \cdot \frac{R_e}{a}\cdot\frac{e^2}{(1-e^2)^3};$$

$$a_3 = \frac{1}{4} I_2 \cdot \frac{R_e}{a}\cdot\left(\frac{e}{1-e^2}\right)^3.$$

Возмущения большой полуоси орбиты не зависят от наклонения и вызываются только коэффициентом I_2 потенциала поля притяжения Земли.

4. Возмущения наклонения орбиты носят периодический характер. Через N оборотов КА наклонение его орбиты

$$i_N = i_0 + i_1\cos\omega + i_2\sin\omega + (i_3 + i_4)\cos 2\omega, \quad (78)$$

где i_0 — среднее значение наклонения; i_1, i_2, i_3, i_4 — коэффициенты, величина которых определяется по формулам:

$$i_1 = I_2\left(\frac{R_e}{a}\right)^2\cdot\frac{e}{(1-e^2)^2}\cdot\sin i\cos i;$$

$$i_2 = \frac{I_3}{2I_2}\cdot\frac{R_e}{a}\cdot\frac{e}{1-e^2}\cdot\cos i;$$

$$i_3 = -\frac{1}{16} I_2\left(\frac{R_e}{a}\right)^2\left(\frac{e}{1-e^2}\right)^2\cdot\frac{14-15\sin^2 i}{4-5\sin^2 i}\cdot\sin i\cos i;$$

$$i_4 = \frac{5}{16}\cdot\frac{I_4}{I_2}\cdot\left(\frac{R_e}{a}\right)^2\left(\frac{e}{1-e^2}\right)^2\cdot\frac{6-7\sin^2 i}{4-5\sin^2 i}\cdot\sin i\cos i.$$

Как видно из формул, при $i=90°$ периодические возмущения наклонения орбиты не происходят.

5. Возмущения эксцентриситета орбиты носят периодический характер. Через N оборотов КА величина эксцентриситета

$$e_N = e_0 + e_1\cos\omega + e_2\sin\omega + (e_3 + e_4)\cos 2\omega + e_5\cos 3\omega,$$

где e_0 — среднее значение эксцентриситета; e_1, e_2, ..., e_5 — коэффициенты, величина которых определяется по формулам:

$$e_1 = \frac{1}{8} I_2\cdot\frac{R_e}{a}\cdot\left(\frac{1}{1-e^2}\right)^2 [4(3-2\sin^2 i) + e^2(3+9\sin^2 i)];$$

$$e_2 = -\frac{1}{2}\cdot\frac{I_3}{I_2}\cdot\frac{R_e}{a}\cdot\sin i;$$

$$e_3 = \frac{1}{16} I_2 \left(\frac{R_e}{a}\right)^2 \cdot \frac{e}{(1-e^2)^2} \times$$

$$\times \left[\frac{48-46\sin^2 i - 15\sin^4 i - e^2(14-15\sin^2 i)\sin^2 i}{4-5\sin^2 i}\right];$$

$$e_4 = \frac{5}{16} \cdot \frac{I_4}{I_2} \cdot \left(\frac{R_e}{a}\right)^2 \cdot \frac{e}{1-e^2} \cdot \left[\frac{(6-7\sin^2 i)\sin^2 i}{4-5\sin^2 i}\right];$$

$$e_5 = \frac{1}{8} I_2 \left(\frac{R_e}{a}\right)^2 \left(\frac{e}{1-e^2}\right)^2.$$

Как видно из формул, величина эксцентриситета орбиты КА периодически изменяется даже при $e_0=0$, при этом перигей становится на место апогея орбиты, и наоборот.

§ 4. Возмущения, вызываемые сопротивлением атмосферы

Основные участки орбит КА проходят на высотах более 150—200 *км*, где атмосфера крайне разрежена и поэтому оказывает малое сопротивление движению КА. Но так как сопротивление является постоянно действующей силой, то несмотря на свою малость по истечении достаточного времени оно может существенно изменить элементы орбиты КА.

Величина сопротивления атмосферы определяется по формулам (42). Однако нужно иметь в виду следующие обстоятельства.

На больших высотах длина свободного пробега молекул воздуха соизмерима с размерами КА, поэтому коэффициент c_x практически не зависит от формы КА и в основном определяется характером отражения частиц воздуха от поверхности КА. В настоящее время для верхних слоев атмосферы обычно принимают, что $c_x \approx 2$—$2{,}5$.

Площадь миделевого сечения ориентированных КА полагают известной. При исследовании неориентированного КА считают, что его движение относительно центра масс хаотическое. В этом случае считают, что $S_м=0{,}25\, S_{полн}$, где $S_{полн}$ — площадь всей поверхности КА.

При исследовании влияния сопротивления воздуха на движение КА используются различные модели атмосферы.

Одной из простейших моделей является изотермическая атмосфера, в которой зависимость плотности воздуха от высоты представляется в виде

$$\rho = \rho_1 \exp\left(-\frac{h-h_1}{H}\right), \qquad (79)$$

где $H=R_0T/(g_0 \cdot M)$ — высота однородной атмосферы, равная высоте некоторого фиктивного столба однородной атмосферы, плотность которого всюду равна ρ_1 и который на высоте $h-h_1$ имеет то же давление, что и рассматриваемая атмосфера; R_0 — универсальная газовая постоянная ($R_0=8{,}31 \cdot 10^7$ *гсм/(сек² · град · моль)*); T — абсолютная температура воздуха, °К; g_0 — ускорение силы тяжести, *см/сек²*; M — молекулярный вес воздуха.

Влияние сопротивления атмосферы на движение КА может быть оценено методом оскулирующих элементов как с учетом захвата атмосферы вращающейся Землей, так и без него. Без учета вращения атмосферы абсолютная скорость КА относительно воздуха равна скорости движения КА в некоторой инерциальной системе координат. Составляющие ускорения силы сопротивления атмосферы

$$\left.\begin{aligned} a_x &= -\frac{c_x S_м \rho}{2m} \cdot \frac{\mu}{p} \cdot \sqrt{1+2e\cos\vartheta+e^2}\,(1+e\cos\vartheta); \\ a_y &= -\frac{c_x S_м \rho}{2m} \cdot \frac{\mu}{p} \cdot \sqrt{1+2e\cos\vartheta+e^2}\, e\sin\vartheta; \\ a_z &= 0, \end{aligned}\right\}$$

где $c_x S_м/2\,m = C$ — баллистический коэффициент.

При исследовании влияния сопротивления атмосферы на движение КА по эллиптической орбите в выражении (79) в качестве высоты h_1 выбирается высота $h_п$ перигея орбиты. В этом случае

$$\rho = \rho_п \exp\left[-\frac{ae}{H}(1-\cos E)\right] =$$

$$= \rho_п \exp\left[-\nu(1-\cos E)\right]; \qquad (80)$$

где a и e — большая полуось и эксцентриситет орбиты; E — эксцентрическая аномалия.

Результаты исследований показывают, что в первом приближении сопротивление воздуха не вызывает вековых возмущений аргумента перигея, наклонения и долготы восходящего узла орбиты.

Вековые изменения фокального параметра и эксцентриситета орбиты за один оборот КА определяются по следующим формулам:

Для орбит с эксцентриеитетом $0 \leqslant e \leqslant 0,5$:

$$\Delta p = \frac{2C\rho_п p^2}{1-e^2} \cdot \exp(-\nu)\left(F_0 - \frac{e^2}{2}F_2 - \frac{e^4}{8}F_4 - \ldots\right);$$

$$\Delta e = -2C\rho_п \exp(-\nu)\left(F_1 + eF_2 + \frac{e^2}{2}F_3 + \frac{e^3}{2}F_4 + \ldots\right),$$

где функции $F_n = \int\limits_0^{2\pi} \exp(\nu \cos E)\cos^n E\, dE$ могут быть выражены через бесселевы функции мнимого аргумента $I_n(\nu)$ в таком виде

$$F_0(\nu) = 2\pi I_0(\nu);\ F_1(\nu) = 2\pi I_1(\nu);$$

$$F_2(\nu) = 2\pi\left[I_0(\nu) - \frac{1}{\nu}\cdot I_1(\nu)\right];$$

$$F_3(\nu) = 2\pi\left[I_1(\nu)\left(1 + \frac{2}{\nu^2}\right) - \frac{1}{\nu}\cdot I_2(\nu)\right];$$

$$F_4(\nu) = 2\pi\left(1 + \frac{3}{\nu^3}\right)\left[I_0(\nu) - \frac{1}{\nu}\cdot 2I_1(\nu)\right].$$

Бесселевы функции $I_n(\nu)$ обычно определяются по таблицам.

Для орбит с эксцентриситетом $\frac{1,5H}{a} \leqslant e \leqslant 0,5$:

$$\Delta p = -\frac{2C\rho_п p^2}{1-e^2}\sqrt{\frac{2\pi}{\nu}}\left(f_0 - \frac{e^2}{2}f_2 - \frac{e^4}{8}f_4 - \ldots\right);$$

$$\Delta e = -2C\rho_п p\sqrt{\frac{2\pi}{\nu}}\left(f_1 + ef_2 + \frac{e^2}{2}f_3 + \frac{e^3}{2}f_4 + \ldots\right),$$

где

$$f_0 = 1 + \frac{1}{8\nu} + \frac{9}{128\nu^2} + \frac{75}{1024\nu^3} + \ldots;$$

$$f_1 = 1 - \frac{3}{8\nu} - \frac{15}{128\nu^2} - \frac{105}{1024\nu^3} + \ldots;$$

$$f_2 = 1 - \frac{7}{8\nu} + \frac{57}{128\nu^2} + \frac{195}{1024\nu^3} + \ldots;$$

$$f_3 = 1 - \frac{11}{8\nu} + \frac{225}{128\nu^2} - \frac{945}{1024\nu^3} + \ldots;$$

$$f_4 = 1 - \frac{15}{8\nu} + \frac{489}{128\nu^2} - \frac{5445}{1024\nu^3} + \ldots$$

Для орбит с эксцентриеитетом $0,5 < e < 1$

$$\Delta p \approx -2f_0 C\rho_п \sqrt{\frac{2\pi p^3 H}{e}};$$

$$\Delta e \approx -2f_1 C\rho_п \sqrt{\frac{2\pi p H}{e}}(1+e).$$

При больших значениях величины ν эти выражения упрощаются, так как $f_0 \approx f_1 \approx 1$.

Для орбит с эксцентриситетом $0 \leqslant e \leqslant 2H/a$

$$\Delta p = -4\pi C\rho_{ср} p^2\left(1 + \frac{\nu^2}{4} + \frac{\nu^4}{64} + \frac{\nu^6}{2304} + \ldots\right);$$

$$\Delta e = -2\pi C\rho_{ср} p\left[\nu\left(1 + \frac{\nu^2}{8} + \frac{\nu^4}{192} + \ldots\right) + \right.$$

$$\left. + e\left(1 + \frac{3}{8}\nu^2 + \frac{5}{192}\nu^4 + \ldots\right)\right],$$

где

$$\rho_{ср} = \rho_п \exp(-\nu).$$

Для круговых орбит ($e=0$)

$$\Delta p = -4\pi C \rho_{ср} p^2; \ \Delta e = 0.$$

Таким образом, приведенные выше формулы охватывают весь интервал возможных эксцентриситетов эллиптических орбит.

Вековые возмущения большой полуоси орбиты a, периода обращения T, высоты перигея $h_п$, высоты апогея $h_а$ для орбит с малыми эксцентриситетами ($e \leqslant 0,03$; $\nu \leqslant 2$) с точностью до членов первого порядка относительно e определяются по формулам:

$$\Delta a = -4\pi C \rho_{ср} a^2 \left[1 + \frac{\nu^2}{4} + \frac{\nu^4}{64} + \frac{\nu^6}{2304} + \dots + e\nu\left(1 + \frac{\nu^2}{8} + \frac{\nu^4}{192} + \dots\right)\right];$$

$$\Delta r_п = -4\pi C \rho_{ср} a^2 (1-e)\left[1 - \frac{\nu}{2} + \frac{\nu^2}{4} - \frac{\nu^3}{16} + \dots - e\left(\frac{1}{2} - \frac{\nu}{2} + \frac{3\nu^2}{16} - \frac{\nu^3}{16} + \frac{5\nu^4}{384} - \dots\right)\right];$$

$$\Delta r_а = -4\pi C \rho_{ср} a^2 (1+e)\left[1 + \frac{\nu}{2} + \frac{\nu^2}{4} + \frac{\nu^3}{16} + \dots + e\left(\frac{1}{2} + \frac{\nu}{2} + \frac{3\nu^2}{16} + \frac{\nu^3}{16} + \frac{5\nu^4}{384} + \dots\right)\right];$$

$$\Delta T = -\frac{12\pi^2}{\sqrt{\mu}} C \rho_{ср} a^{5/2}\left[1 + \frac{\nu^2}{4} + \frac{\nu^4}{64} + \frac{\nu^6}{2304} + \dots + e\nu\left(1 + \frac{\nu^2}{8} + \frac{\nu^4}{192} + \dots\right)\right].$$

Для орбит со значительными эксцентриситетами ($e>0,023$; $\nu>1,5$) вековые возмущения тех же параметров вычисляются приближенно по формулам:

$$\Delta a \approx -2C\rho_п \sqrt{2\pi a^3 H} \cdot \sqrt{\frac{(1+e)^3}{e(1-e)}} \cdot f_0,$$

$$\Delta r_п \approx -2C\rho_п \sqrt{2\pi a H^3} \cdot \sqrt{\frac{1-e^2}{e^3}} \cdot (f_0 - f_1)\,\nu;$$

$$\Delta r_а \approx -2C\rho_п \sqrt{2\pi a^3 H} \cdot \sqrt{\frac{(1+e)^3}{e(1-e)}} \cdot (f_0 + f_1);$$

$$\Delta T \approx -6C\rho_п \sqrt{\frac{2\pi^3 a^4 H}{\mu}} \cdot \sqrt{\frac{(1+e)^3}{e(1-e)}} \cdot f_0.$$

Под влиянием сопротивления атмосферы орбита КА с течением времени все более приближается к круговой. При этом период обращения монотонно убывает, а средняя скорость полета возрастает. Максимальная скорость понижения высоты орбиты приходится на район апогея, а минимальная — на район перигея орбиты.

Захват атмосферы приводит к появлению возмущающего ускорения, действующего не только по направлению полета КА, но и по нормали к плоскости его орбиты, что значительно усложняет определение изменения элементов орбиты, а кроме того, изменяет ориентацию ее плоскости в пространстве.

Например, при движении КА по круговой орбите радиуса r возмущающее ускорение, нормальное к плоскости орбиты, вызывает вековое вращение ее плоскости вокруг линии узлов. При этом узел орбиты не смещается, а наклонение изменяется на величину

$$\Delta i = -\pi C \rho \Omega_e k' \cdot \frac{r^2}{v_{кр}} \cdot \sin i = \Delta T \cdot \frac{\Omega_e k'}{12\pi} \sin i,$$

где k' — коэффициент, характеризующий степень захвата ($0 \leqslant k' \leqslant 1$); ΔT — изменение периода обращения за один виток, определяемое без учета захвата атмосферы.

Таким образом, под влиянием захвата атмосферы вращением Земли круговая наклонная орбита при направле-

нии полета КА с запада на восток стремится совпасть с плоскостью экватора. Однако это движение происходит чрезвычайно медленно.

§ 5. Время существования КА

Время существования $t_{сущ}$ КА в основном определяется сопротивлением атмосферы и может быть найдено численным интегрированием уравнений движения КА. Однако этот метод требует больших затрат времени и не позволяет получить решения в общем виде.

В связи с различными погрешностями оказывается невозможным произвести точный расчет ожидаемого времени существования КА, а поэтому ограничиваются приближенными оценками этого времени.

При определении времени существования по приближенным формулам целесообразно разбить орбиты КА на следующие три группы.

1. Орбиты с малыми эксцентриситетами, удовлетворяющие условию $\nu_0 < 1$; $e_0 < H/a_0$.

2. Орбиты со средними эксцентриситетами, удовлетворяющие условию $H/a_0 \leqslant e_0 \leqslant e_{крт}$.

3. Орбиты со значительными эксцентриситетами, удовлетворяющие условию $e_0 \geqslant e_{крт}$, где ν_0, e_0, a_0 — начальные значения соответствующих параметров; $e_{крт}$ — критическое значение эксцентриситета.

$$e_{крт} \approx 0{,}66\sqrt{H/r_{п0}} - 0{,}22\, H/r_{п0}. \tag{81}$$

Для каждой из этих групп орбит имеются:

— формулы для приближенного определения $t_{сущ}$ по заданным значениям коэффициента лобового сопротивления c_x и плотности воздуха ρ (применяются до запуска КА);

— формулы для приближенного определения $t_{сущ}$ по величине изменения периода обращения ΔT за один оборот КА, полученной в результате измерений (применяются после запуска КА).

Формулы для орбит 1-й и 2-й групп

$$t_{сущ} = \frac{H}{2\rho_{ср0} C\sqrt{\mu a_0}} \cdot \frac{1}{1 + \frac{\nu_0^2}{8} + \frac{\nu_0^4}{192} + \ldots} \tag{82}$$

или

$$t_{сущ} = \frac{3}{2} \cdot \frac{H}{a_0} \cdot \frac{T_0^2}{|\Delta T_0|} \cdot \frac{1 + \frac{\nu_0^2}{4} + \frac{\nu_0^4}{64} + \frac{\nu_0^6}{2304} + \ldots}{1 + \frac{\nu_0^2}{8} + \frac{\nu_0^4}{192} + \ldots} \tag{83}$$

(при $e_0 \to 0$ эти формулы становятся пригодными для определения $t_{сущ}$ на круговых орбитах).

Формулы для орбит 3-й группы

$$t_{сущ} = \frac{\Phi(h_{п0})\,\Psi(e_0)}{C} \tag{84}$$

или

$$t_{сущ} = \frac{T_0^2}{|\Delta T_0|} \cdot \Psi_1(e_0), \tag{85}$$

где

$$\Phi(h_{п0}) = \frac{r}{\rho}\sqrt{\frac{\pi}{2\mu H}};$$

$$\Psi(e_0) = \frac{e_0^{3/2}}{2} \cdot \left(1 + \frac{1}{6}e_0 + \frac{31}{48}e_0^2 + \frac{71}{480}e_0^3 + \ldots\right);$$

$$\Psi_1(e_0) = \frac{3e_0}{4} \cdot \left(1 + \frac{7}{6}e_0 + \frac{5}{16}e_0^2 + \frac{101}{480}e_0^3 + \ldots\right).$$

Условиям, при которых КА прекращает свое существование, соответствуют элементы критической орбиты: минимально возможная высота $h_{крт}$ полета, минимальный период обращения $T_{крт}$ и др. Под критической понимают такую орбиту, на которой КА может сделать один полный оборот вокруг Земли. Критические значения высоты полета и периода обращения зависят от баллистического коэффи-

циента $C = c_x S_м / 2m$ и принятой в расчетах модели атмосферы. Как видно из графика (рис. 60), при изменении C в широких пределах: 0,001 $м^3/(кг \cdot сек^2) \leqslant C \leqslant$ $\leqslant 1{,}0$ $м^3/(кг \cdot сек^2)$ величины $h_{крт}$ и $T_{крт}$ меняются сравнительно мало (108 *км* $\leqslant h_{крт} \leqslant$ 188 *км*; 86,5 *мин* $\leqslant$ $\leqslant T_{крт} \leqslant$ 88,1 *мин*). Практически можно считать, что минимально возможная высота полета равна 100—120 *км*, а минимально возможный период — 86,5—86,7 *мин*.

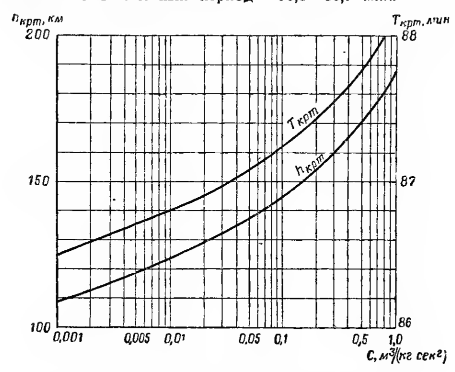


Рис. 60. Изменение параметров $T_{крт}$ и $h_{крт}$ критической орбиты в зависимости от баллистического коэффициента C для модели атмосферы *CJRA* — 1961 г.

§ 6. Возмущения, вызываемые притяжением Луны и Солнца

При анализе влияния притяжения Луны и Солнца на движение КА исходят из общих уравнений движения КА, находящегося под воздействием притяжения нескольких сферических тел. При исследовании движения КА в качестве основного притягивающего тела выбирают Землю, а

влиянием исследуемого КА на притягивающие тела пренебрегают. Для ИСЗ с высотой полета $h \leqslant 100\,000$ *км* возмущающее влияние всех небесных тел, за исключением Солнца и Луны, является пренебрежимо малым. Для сравнительной оценки возмущающего влияния Солнца и Луны можно воспользоваться данными табл. 33, в которой приведены максимальные значения соответствующих возмущающих ускорений, а также их отношения к ускорению земного притяжения в зависимости от высоты h над поверхностью Земли. Из таблицы видно, что возмущающее ускорение, вызываемое притяжением Луны, примерно в 2,2 раза превосходит возмущающее ускорение от Солнца. Начиная с высот порядка 20 000 *км* возмущения от притяжения Луны и Солнца превосходят аномалии силы тяжести, а начиная с высот порядка 50 000 *км* превосходят все остальные гравитационные возмущения.

Таблица 33

Влияние Солнца и Луны на движение КА

Высота h, *км*	Максимальное возмущающее ускорение, $м/сек^2 \cdot 10^{-6}$		Отношение максимального возмущающего ускорения к ускорению силы земного притяжения			
	от Солнца	от Луны	от Солнца	от Луны	от второго члена разложения потенциала земного притяжения	от аномалий силы притяжения*
0	0,50	1,1	$5{,}1 \cdot 10^{-8}$	$1{,}1 \cdot 10^{-7}$	$3{,}4 \cdot 10^{-3}$	$6{,}0 \cdot 10^{-5}$
2000	0,66	1,4	$1{,}2 \cdot 10^{-7}$	$2{,}5 \cdot 10^{-7}$	$1{,}9 \cdot 10^{-3}$	$3{,}5 \cdot 10^{-5}$
10000	1,3	2,8	$8{,}6 \cdot 10^{-7}$	$1{,}9 \cdot 10^{-6}$	$5{,}1 \cdot 10^{-4}$	$9{,}1 \cdot 10^{-6}$
20000	2,1	4,5	$3{,}6 \cdot 10^{-6}$	$7{,}9 \cdot 10^{-6}$	$2{,}0 \cdot 10^{-4}$	$3{,}5 \cdot 10^{-6}$
50000	4,4	9,8	$3{,}5 \cdot 10^{-5}$	$7{,}7 \cdot 10^{-5}$	$4{,}3 \cdot 10^{-5}$	$7{,}8 \cdot 10^{-7}$
100000	8,3	18	$2{,}4 \cdot 10^{-4}$	$5{,}2 \cdot 10^{-4}$	$1{,}2 \cdot 10^{-5}$	$2{,}2 \cdot 10^{-7}$

* Аномалии силы земного притяжения возникают в результате отклонения поверхности геоида от земного эллипсоида.

Возмущающее влияние Солнца и Луны на движение КА сводится в первом приближении к вековым и к долгопериодическим солнечным и лунным возмущениям с периодом изменения $0{,}5T_{\odot}$ и $0{,}5T_{☾}$ соответственно.

Вековые изменения элементов орбиты КА за один оборот можно определить с помощью следующих приближенных выражений:

$$\Delta a = 0;$$

$$\Delta e = \frac{15\pi}{4} \cdot \frac{\mu_1}{\mu} \cdot \left(\frac{a}{r_1}\right)^3 \cdot e\sqrt{1-e^2}\,\sin^2 i \sin 2\omega;$$

$$\Delta\Omega = -\frac{3\pi}{2} \cdot \frac{\mu_1}{\mu} \cdot \left(\frac{a}{r_1}\right)^3 \cdot \frac{\cos i}{\sqrt{1-e^2}}(1 - e^2 + 5e^2 \sin^2 \omega);$$

$$\Delta i = -\frac{15\pi}{8} \cdot \frac{\mu_1}{\mu} \cdot \left(\frac{a}{r_1}\right)^3 \cdot \frac{e^2}{\sqrt{1-e^2}} \sin 2i \sin 2\omega;$$

$$\Delta\omega = \frac{3\pi}{2} \cdot \frac{\mu_1}{\mu} \cdot \left(\frac{a}{r_1}\right)^3 \cdot \frac{1}{\sqrt{1-e^2}} [5\cos^2 i \sin^2 \omega + (1-e^2)(2 - 5\sin^2 \omega)];$$

$$\Delta h_{\text{п}} = -\frac{15\pi}{4} \cdot \frac{\mu_1}{\mu} \cdot \left(\frac{a}{r_1}\right)^3 ae\sqrt{1-e^2}\,\sin^2 i \sin 2\omega,$$

где r_1 — расетояние притягивающего тела (Луны, Солнца) от основного (Земли); μ_1 — гравитационный параметр притягивающего тела.

Таким образом, при заданных характеристиках возмущающего тела величины вековых возмущений целиком определяются значениями элементов a, e, i, ω орбиты КА. Изменение большой полуоси приводит к изменению вековых возмущений всех элементов орбиты КА пропорционально a^3, т. е. изменяется скорость вековых эволюций орбиты, но не меняется их характер.

Долгопериодические возмущения нужно учитывать при решении различных практических задач (например, при определении времени существования КА). Необходимо отметить, что амплитуды максимальных солнечных долгопериодических возмущений примерно в 6,16 раза превосходят амплитуды соответствующих лунных возмущений, в то время как величина максимальных солнечных возмущений за один виток примерно в 2,18 раза меньше соответствующих лунных возмущений. Максимальные амплитуды долгопериодических возмущений эксцентриситета и высоты орбиты в основном определяются высотой апогея и мало зависят от высоты перигея.

§ 7. Влияние светового давления на движение КА

При падении света на некоторую поверхность, а также при его отражении или излучении возникает световое давление, величина которого существенным образом зависит от характера отражения света (зеркальное или диффузное).

При нулевом угле между направлениями светового потока и нормалью к рассматриваемой поверхности и при полном поглощении света сила солнечного давления

$$q_{\text{св}} = q_0 \left(\frac{r_{\text{e}}}{r}\right)^2, \qquad (86)$$

где $q_0 = 4{,}4 \cdot 10^{-7}$ *кГ/м²* — световое давление в районе земной орбиты; r_{e} — средний радиус орбиты Земли; r — расстояние КА от Солнца.

Наибольший практический интерес представляет анализ влияния светового давления на движение легких надувных сферических ИСЗ типа «Эхо» (США).

Возмущающее ускорение f ИСЗ, вызываемое световым давлением, направлено по световому потоку и определяется по формуле

$$f = \frac{S_{\text{м}}}{m} k q_{\text{св}},$$

где k — коэффициент, зависящий от характера отражения света и распределения теплового излучения по поверхности КА. Значение $k=1$ соответствует полному зеркальному отражению, значение $k=1,44$ — полному диффузному отражению. Фактическое значение этого коэффициента будет находиться где-то между указанными предельными значениями.

Приближенные значения возмущений элементов эллиптической орбиты за один оборот КА можно определить по следующим формулам:

$$\left.\begin{aligned}
&\Delta a = 0;\\
&\Delta e = -\Xi\varkappa_2\sqrt{1-e^2};\\
&\Delta\Omega = \Xi\varkappa_3\frac{\sin\omega}{\sin i}\cdot\frac{e}{\sqrt{1-e^2}};\\
&\Delta i = \Xi\varkappa_3\frac{e}{\sqrt{1-e^2}}\cos\omega;\\
&\Delta\omega = \Xi\varkappa_1\frac{\sqrt{1-e^2}}{e} - \Delta\Omega\cos i,
\end{aligned}\right\}$$

где $\Xi = 3\pi\frac{S_м}{m}\cdot\frac{a^2}{\mu}kq_0$; $\varkappa_1$, $\varkappa_2$, $\varkappa_3$ — направляющие косинусы прямой Земля — Солнце в орбитальной неподвижной системе координат.

Величина большой полуоси остается неизменной, так как принято считать, что направление Земля — Солнце остается постоянным, а изменения элементов земной орбиты малы. При $e\to 0$ в пределе по этим формулам можно вычислить возмущения элементов круговой орбиты.

Исследования показывают, что световое давление до высоты полета $h<500$ *км* влияет на движение КА меньше, чем сопротивление атмосферы. Поэтому учет его нецелесообразен. При 500 *км*$<h<$700 *км* влияние светового

давления и сопротивления атмосферы примерно одинаково, а при $h>700$ *км* превосходит последнее.

§ 8. Учет влияния импульсных возмущений

Чтобы учесть импульсные возмущения, нужно либо изменять начальные условия при интегрировании дифференциальных уравнений движения, либо брать частные производные от рассматриваемых элементов орбиты по соответствующим возмущениям.

Более удобным является метод частных производных, основанный на разложении функций в ряд Тейлора. Частные производные могут быть найдены либо при фиксированном времени полета по невозмущенной и возмущенной орбитам (изохронные производные), либо при постоянстве одного из параметров движения, например, истинной аномалии (изопараметрические производные). Частные производные определяются различными методами. Наиболее простым и удобным методом для приближенных оценок является дифференцирование конечных соотношений.

Изменения элементов, характеризующих форму орбиты, ее размеры и положение перигея (линия узлов сохраняет неизменное положение в инерциальном пространстве), рассчитываются по следующим зависимостям:

$$\left\|\begin{matrix}\Delta e\\ \Delta p\\ \Delta\omega\end{matrix}\right\| = \left\|\begin{matrix}\frac{\partial e}{\partial r} & \frac{\partial e}{\partial v} & \frac{\partial e}{\partial\Theta}\\ \frac{\partial p}{\partial r} & \frac{\partial p}{\partial v} & \frac{\partial p}{\partial\Theta}\\ \frac{\partial\omega}{\partial r} & \frac{\partial\omega}{\partial v} & \frac{\partial\omega}{\partial\Theta}\end{matrix}\right\| \cdot \left\|\begin{matrix}\Delta r\\ \Delta v\\ \Delta\Theta\end{matrix}\right\| \qquad (87)$$

где Δr, Δv, $\Delta\Theta$ — начальные отклонения параметров движения КА в некоторой точке орбиты.

Частные производные

$$\left.\begin{aligned}
\frac{\partial e}{\partial r} &= \frac{1}{r}(e+\cos\vartheta);\\
\frac{\partial e}{\partial v} &= \frac{2}{v}(e+\cos\vartheta);\\
\frac{\partial e}{\partial \Theta} &= \frac{r}{p}(1-e^2)\sin\vartheta;\\
\frac{\partial p}{\partial r} &= \frac{2p}{r};\\
\frac{\partial p}{\partial v} &= \frac{2p}{v};\\
\frac{\partial p}{\partial \Theta} &= -2re\sin\vartheta;\\
\frac{\partial \omega}{\partial r} &= \frac{1}{er}\sin\vartheta;\\
\frac{\partial \omega}{\partial v} &= \frac{2}{ev}\sin\vartheta;\\
\frac{\partial \omega}{\partial \Theta} &= -\frac{1}{e}\left[e+\frac{r}{p}(e+\cos\vartheta)\right].
\end{aligned}\right\} \quad (88)$$

Изменения элементов, характеризующих ориентацию орбиты в пространстве, т. е. долготы Ω восходящего узла и наклонения i орбиты вследствие ошибок в определении азимута A вектора скорости, долготы λ и широты φ КА, можно рассчитывать по следующим зависимостям:

$$\Delta i = \frac{\partial i}{\partial \varphi}\Delta\varphi + \frac{\partial i}{\partial A}\Delta A + \frac{\partial i}{\partial \lambda}\Delta\lambda;$$

$$\Delta\Omega = \frac{\partial \Omega}{\partial \varphi}\Delta\varphi + \frac{\partial \Omega}{\partial A}\Delta A + \frac{\partial \Omega}{\partial \lambda}\Delta\lambda. \quad (89)$$

Частные производные

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{\partial i}{\partial \varphi} = \sin(\lambda-\Omega); \quad \frac{\partial \Omega}{\partial \varphi} = -\frac{\cos(\lambda-\Omega)}{\operatorname{tg} i}; \quad \frac{\partial i}{\partial \lambda} = 0;\\
&\frac{\partial i}{\partial A} = -\cos\varphi\cos(\lambda-\Omega); \quad \frac{\partial \Omega}{\partial A} = -\frac{\sin\varphi}{\sin^2 i}; \quad \frac{\partial \Omega}{\partial \lambda} = 1.
\end{aligned}\right\} \quad (90)$$

Изменения параметров движения КА в плоскости орбиты рассчитываются по следующим зависимостям:

$$\begin{Vmatrix} \Delta r \\ \Delta v \\ \Delta\Theta \end{Vmatrix} = \begin{Vmatrix} \frac{\partial r}{\partial p} & \frac{\partial r}{\partial e} & \frac{\partial r}{\partial \omega} \\ \frac{\partial v}{\partial p} & \frac{\partial v}{\partial e} & \frac{\partial v}{\partial \omega} \\ \frac{\partial \Theta}{\partial p} & \frac{\partial \Theta}{\partial v} & \frac{\partial \Theta}{\partial \omega} \end{Vmatrix} \cdot \begin{Vmatrix} \Delta p \\ \Delta e \\ \Delta\omega \end{Vmatrix} \quad (91)$$

Частные производные

$$\left.\begin{aligned}
\frac{\partial r}{\partial p} &= \frac{r}{p};\\
\frac{\partial r}{\partial e} &= -\frac{r^2}{p}\cdot\cos\vartheta;\\
\frac{\partial r}{\partial \omega} &= -\frac{r^2}{p}\cdot e\cos\vartheta = -r\operatorname{tg}\Theta;\\
\frac{\partial v}{\partial p} &= -\frac{v}{2p};\\
\frac{\partial v}{\partial e} &= \frac{\mu}{vp}(e+\cos\vartheta);\\
\frac{\partial v}{\partial \omega} &= \frac{\mu}{vp}e\sin\vartheta;\\
\frac{\partial \Theta}{\partial p} &= 0;\\
\frac{\partial \Theta}{\partial e} &= \frac{\sin\vartheta}{1+2e\cos\vartheta+e^2};\\
\frac{\partial \Theta}{\partial \omega} &= -\frac{e(e+\cos\vartheta)}{1+2e\cos\vartheta+e^2}.
\end{aligned}\right\} \quad (92)$$

Располагая частными производными (88) и (92), можно получить частные производные от параметров r, v, Θ по начальным условиям движения. Например:

$$\frac{\partial r}{\partial r_0} = \frac{\partial r}{\partial p} \cdot \frac{\partial p}{\partial r_0} + \frac{\partial r}{\partial e} \cdot \frac{\partial e}{\partial r_0} + \frac{\partial r}{\partial \omega} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial r_0}.$$

Производные $\frac{\partial p}{\partial r_0}$, $\frac{\partial e}{\partial r_0}$, $\frac{\partial \omega}{\partial r_0}$ рассчитываются для точки орбиты, в которой подается возмущающий импульс, а $\frac{\partial r}{\partial p}$, $\frac{\partial r}{\partial e}$, $\frac{\partial r}{\partial \omega}$ — для точки орбиты, для которой вычисляют отклонения.

Глава 5

ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА КА К ЛУНЕ И ПЛАНЕТАМ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

§ 1. Траектории полета к Луне

Вид траектории полета к Луне определяется задачами, решаемыми в конкрстном случае. Под полетами к Луне понимают попадание в Луну, мягкую посадку на ее поверхность, полет вокруг Луны с возвращением на Землю, выход на орбиту спутника Луны и пролет мимо Луны.

При приближенном расчете траектории полета к Луне полагают, что КА — материальная точка, гравитационные поля Земли и Луны — центральные, Луна движется вокруг неподвижной Земли по круговой орбите, а возмущающие действия Луны и Солнца на Землю, а также КА на Землю и Луну малы и ими можно пренебречь. В этом случае расчеты сводятся к решению круговой ограниченной задачи трех тел (Земли, Луны, КА). Чтобы максимально упростить это решение, траекторию КА разбивают на два участка.

На одном из них движение КА рассматривается без учета влияния Луны вне сферы ее действия, на другом — без учета влияния Земли внутри сферы действия Луны. На границе сферы действия Луны по параметрам движения относительно Земли с помощью простых формул могут быть определены параметры движения относительно Луны (и наоборот).

Движение КА вне сферы действия Луны. С помощью геоцентрических интегралов энергии и площадей, полученных из уравнений движения (55) и (56), рассчитывают участок траектории КА вне сферы действия Луны (рис. 61).

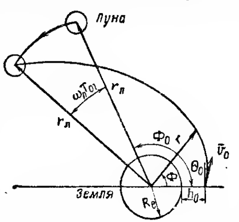


Рис. 61. Плоская траектория полета КА к Луне:
$\omega_Л$ — угловая скорость движения Луны вокруг Земли; T_{01} — время перелета КА; Φ_0 — угловая дальность до Луны в момент запуска КА; $\bar{v}_0$ — скорость КА в точке выведения; Θ_0 — угол между вектором скорости $\bar{v}_0$ и местным горизонтом; R_e — радиус Земли; h — высота точки выведения КА; $r_Л$ — радиус круговой орбиты Луны

Время перелета T_{01} и угловая дальность Φ_{01} КА зависят от начальных условий полета: скорости $\bar{v}_0$ КА в точке выведения, радиального расстояния $r_0 = R_e + h_0$ и угла Θ_0 между вектором скорости и местным горизонтом (рис. 62). Результаты исследований показывают, что зависимость времени перелета от угла Θ_0 сравнительно иевелика (рис. 63). Время перелета резко возрастает при начальных скоростях, меньших 10614 *м/сек*. Возрастание скорости от 10614 *м/сек* до 10720 *м/сек*, т. е. на 1%, приводит к уменьшению времени полета с пяти до двух суток. Дальнейшее увеличение скорости еще на 564 *м/сек* сводит время полета к одним суткам. Резкое уменьшение времени полета при умеренном увеличении начальиой скорости вблизи ее минимального значения указывает на целесообразность некоторого уменьшения полезной нагрузки ради увеличения начальной скорости полета. От высоты точки выведения время полета зависит несущественно. Например, при увеличении высоты от 200 до 1000 *км* продолжительность полета убывает примерно на 7 *мин* (менее 0,5%).

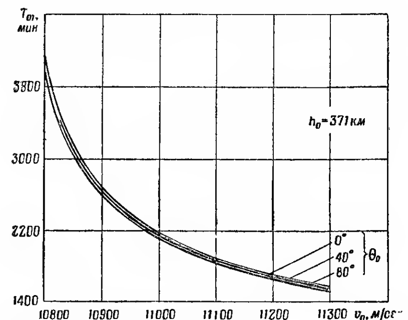


Рис. 62. Изменение времени полета T_{01} в зависимости от скорости v_0 и угла Θ_0 в точке выведения КА ($r_0 = 6742$ *км*; $r_Л = 384\,000$ *км*)

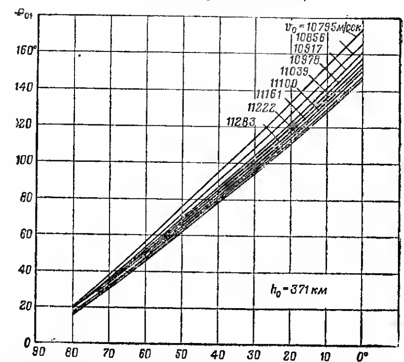


Рис. 63. Изменение угловой дальности полета Φ_{01} в зависимости от скорости v_0 и угла Θ_0 в точке выведения ($r_0 = 6742$ *км*; $r_Л = 384\,000$ *км*)

Движение КА в сфере действия Луны. Участок траектории КА в сфере действия Луны определяется селеноцентрическими интегралами энергии и площадей. Поэтому целесообразно перейти от параметров геоцентрического движения КА к параметрам селеноцентрического движения. Если скорость КА относительно Луны в момент входа его в сферу действия Луны $v_{вх}$, то расстояние от центра Луны до касательной к селеноцентрической траектории в точке входа в сферу действия Луны

$$d = D\sqrt{1 + 2\mu_Л/(D \cdot v^2_{вх})}, \qquad (93)$$

где D — наименьшее удаление КА от поверхности Луны; $\mu_Л$ — гравитационный параметр Луны.

На рис. 64 представлена зависимость $d = f(v_{вх})$ для случая, когда D равняется радиусу Луны.

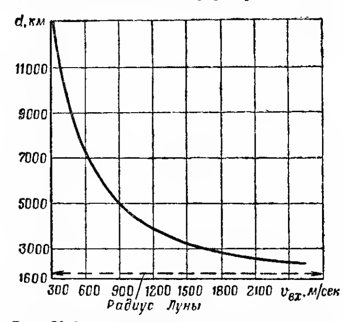


Рис. 64. Изменение расстояния d до касательной к селеноцентрической траектории в точке входа в сферу действия Луны в зависимости от скорости входа $v_{вх}$

Когда плоскости орбит КА и Луны совпадают, т. е. $i_I = 0$, относительная скорость КА

$$v_{вх} = \sqrt{\dot{r}^2 + (r\dot{\Phi} - V_Л)^2}, \qquad (94)$$

а расстояние до точки входа в сферу действия Луны

$$d = r_Л\left(\Phi_{01} - \omega_Л T_{01}\right)\cos\psi, \tag{95}$$

где $V_Л = 1018$ *м/сек* — орбитальная скорость Луны; $r_Л$ — радиус круговой орбиты Луны; $\omega_Л$ — угловая скорость движения Луны по орбите;

$$\psi = \operatorname{arctg}\frac{V_Л - r\dot{\Phi}}{\dot{r}}.$$

При $i_1 \neq 0$ геометрические соотношения, связывающие параметры геоцентрического движения КА и параметры селеноцентрического движения, получаются более сложными, так как приходится переходить к решению пространственной задачи. Однако эта задача может быть

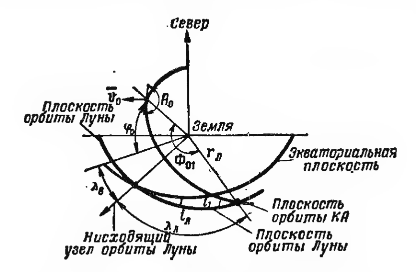


Рис. 65. Пространственная траектория полета КА к Луне:

A_0 — начальный азимут орбиты выведения; $\bar{v}_0$ — скорость КА в точке выведения; Φ_{01} — угловая дальность перелета; φ_0 — широта точки выведения; $r_Л$ — радиус круговой орбиты Луны; $i_Л$ — наклонение плоскости орбиты Луны к экваториальной плоскости; $\lambda_Л$ — долгота Луны, отсчитываемая от нисходящего узла орбиты Луны; i_1 — угол между плоскостями орбит Луны и КА; $\lambda_в$ — долгота точки выведения, отсчитываемая от нисходящего узла орбиты Луны в плоскости экватора

упрощена, если учесть, что при скоростях, превышающих минимально возможную скорость на несколько сотен метров в секунду, КА движется в окрестности Луны примерно в радиальном направлении по отношению к Земле.

Если пренебречь движением Земли вокруг барицентра и барицентра вокруг Солнца, можно получить следующие соотношения, связывающие параметры i_1, $\lambda_в$, $\lambda_Л$, φ_0, Φ_{01}, A_0 (рис. 65):

$$\sin i_1 = \frac{\sin\lambda_в \sin\left[\varphi_0 + \arcsin\left(\sin\gamma\sin i_Л\right)\right]}{\sin\gamma\sin\Phi_{01}};$$

$$\cos\Phi_{01} = \left\{\cos\left(\lambda_Л - \gamma\right)\cos\left[\varphi_0 + \arcsin\left(\sin\gamma\sin i_Л\right)\right] - \right.$$
$$\left. - \sin\left(\lambda_Л - \gamma\right)\cdot\sin\left[\varphi_0 + \arcsin(\sin\gamma\sin i_Л)\right]\sqrt{1 - \sin^2\lambda_в/\sin^2\gamma}\right\};$$

$$\sin A_0 = \frac{\sin\lambda_в\sin\left(\lambda_Л - \gamma\right)}{\sin\Phi_{01}\sin\gamma},$$

где $\gamma = \operatorname{arctg}\left(\operatorname{tg}\lambda_в/\cos i_Л\right)$.

Как видно из формул, параметры i_1, Φ_{01} и A_0 зависят от долготы $\lambda_в$, т. е. от времени суток, и $\lambda_Л$, т. е. дня месяца, а угловая дальность полета Φ_{01}, кроме того, от параметров движения КА в точке выведения (v_0, r_0 и Θ_0). Следовательно, выбор этих параметров зависит от времени запуска КА. На рис. 66—70 представлены графики $i_1(\lambda_в, \lambda_Л)$, $\Phi_{01}(\lambda_в, \lambda_Л)$, $A_0(\lambda_в, \lambda_Л)$, $\varphi_0(v_0, \lambda_Л)$, $A_0(\Phi_{01}, \lambda_Л)$, которые позволяют определить время запуска КА на Луну и его параметры в точке выведения.

§ 2. Траектории межпланетных полетов

При приближенном расчете межпланетных траекторий можно считать, что на начальном участке движения КА притягивается только планетой отправления, на промежуточном — только Солнцем и на конечном — планетой назначения.

В соответствии с этим межпланетный перелет КА происходит на исходном участке по планетоцентрической

7--1801

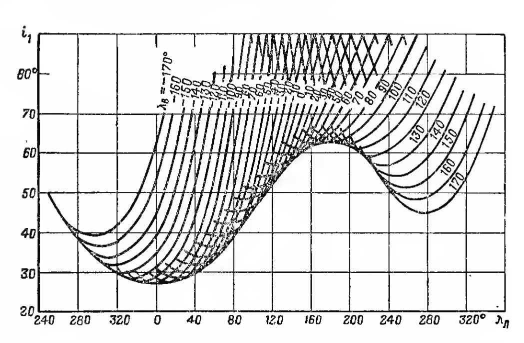


Рис. 66. Изменение угла i_1 между плоскостями орбит КА и Луны в зависимости от долготы $\lambda_Л$ Луны и долготы $\lambda_В$ точки выведения (номинальная широта точки запуска $\varphi_0 = 45°$с.)

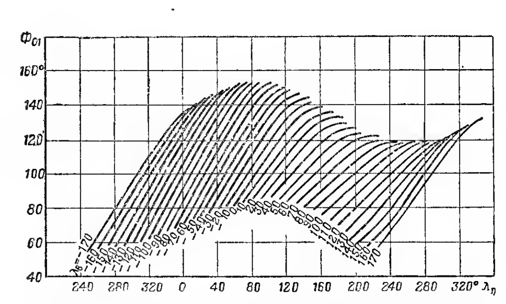


Рис. 67. Изменение угловой дальности полета Φ_{01} в зависимости от долготы $\lambda_Л$ Луны и долготы $\lambda_В$ точки выведения ($\varphi_0 = 45°$с.)

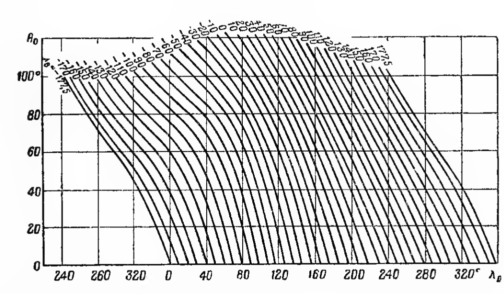


Рис. 68. Изменение начального азимута A_0 орбиты выведения в зависимости от долготы $\lambda_Л$ Луны и долготы $\lambda_В$ точки выведения

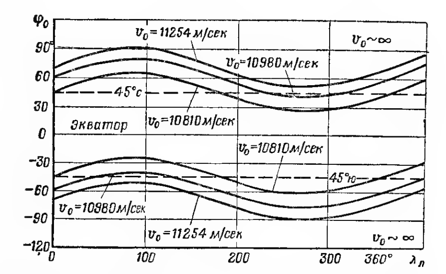


Рис. 69. Изменение широты φ_0 точки запуска в зависимости от долготы $\lambda_Л$ Луны и скорости v_0 КА в точке его выведения

траектории (уход КА от планеты отправления); на промежуточном — по гелиоцентрической и на конечном — по

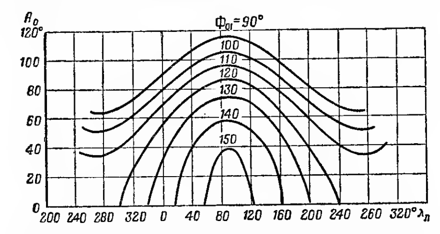


Рис. 70. Изменение начального азимута A_0 орбиты выведения в зависимости от долготы $\lambda_Л$ Луны и угловой дальности полета Φ_{01}

планетоцентрической (захват у планеты назначения). Граница сферы действия планеты определяется радиусом

$$\rho = r_{пл}(m_1/M)^{2/5}, \tag{96}$$

где $r_{пл}$ — расстояние планеты от Солнца; m_1 — масса планеты; M — масса Солнца.

По сравнению с гелиоцентрическим участком траектории перелета планетоцентрические траектории малы, и при приближенном анализе их можно не учитывать. На основе такой приближенной схемы можно выбрать траектории межпланетного перелета, наиболее выгодные с точки зрения энергетических затрат и наименее чувствительные к ошибкам участка выведения. В соответствии с назначением межпланетные перелеты могут выполняться:

— по переходным орбитам минимального расхода топлива с последующим гиперболическим прохождением около планеты назначения или с захватом у планеты назначения и выходом на орбиту спутника планеты;

— по переходным орбитам кратковременного и длительного одностороннего перелета;

Таблица 34

Характеристики орбит перелета (рис. 71)

№ орбиты	Конечные положения (точки перехода)	Угловое расстояние Φ_{01}, *град*	Перелет с внутренней орбиты на внешнюю	Перелет с внешней орбиты на внутреннюю
1	I ⇄ II	180	$\Theta=0$; тангенциальный компланарный переход	$\Theta=0$; тангенциальный компланарный переход
2	III ⇄ IV	<180	$\Theta=0$; $r_п=r_{внт}$	$\Theta\neq0$; $r_а>r_{внш}$ — первое пересечение
3	III ⇄ V	>180	$\Theta\neq0$; $r_п=r_{внт}$	$\Theta\neq0$; $r_а>r_{внш}$ — второе пересечение
4	VI ⇄ VIII	>180	$\Theta\neq0$; $r_п<r_{внт}$ — второе пересечение	$\Theta=0$; $r_а=r_{внш}$
5	VII ⇄ VIII	<180	$\Theta\neq0$; $r_п<r_{внт}$ — первое пересечение	$\Theta=0$; $r_а=r_{внш}$
6	IX ⇄ XI	≷180	$\Theta\neq0$; $r_п<r_{внт}$ — второе пересечение	$\Theta\neq0$; $r_а>r_{внш}$ — первое пересечение
7	IX ⇄ XII	>180	$\Theta\neq0$; $r_п<r_{внт}$ — второе пересечение	$\Theta\neq0$; $r_а>r_{внш}$ — второе пересечение
8	X ⇄ XI	<180	$\Theta\neq0$; $r_п<r_{внт}$ — первое пересечение	$\Theta\neq0$; $r_а>r_{внш}$ — первое пересечение
9	X ⇄ XII	≷180	$\Theta\neq0$; $r_п<r_{внт}$ — первое пересечение	$\Theta\neq0$; $r_а>r_{внш}$ — второе пересечение
10	Парабола	<180	$\Theta=0$; $r_п=r_{внт}$	$\Theta\neq0$
11	XIII ⇄ XIV	<180	$\Theta=0$; $r_п=r_{внт}$	$\Theta\neq0$
12	XV ⇄ XVI	<180	$\Theta\neq0$; $r_п<r_{внт}$	$\Theta\neq0$
13	XV ⇄ XVII	<180	$\Theta\neq0$; $r_п<r_{внт}$	$\Theta\neq0$

$r_{внт}$ — радиус внутренней круговой орбиты;
$r_{внш}$ — радиус внешней круговой орбиты.

— по переходным орбитам кратковременного перелета с маневром захвата у планеты назначения и уходом от нее, возвращением к Земле и захватом Землей.

На рис. 71 приведены возможные орбиты перехода (эллиптические, параболическая и гиперболические), а в табл. 34 — их характеристики. При этом предполагается, что орбиты планет компланарные круговые.

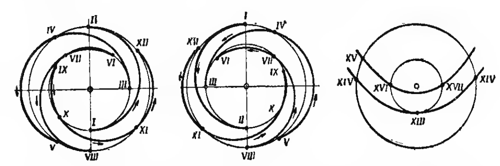


Рис. 71. Переходные орбиты при межпланетном перелете (см. табл. 34)

§ 3. Схема расчета траекторий межпланетных полетов

В формулах для расчета орбит перелета КА между планетами приняты следующие обозначения: $\mu_{пл}$ и $\mu_{гл}$ — гравитационный параметр планеты и Солнца; R и V — гелиоцентрические радиус-вектор и скорость КА; r и v — планетоцентрические радиус-вектор и скорость КА; $\tilde{r}$ — планетоцентрическое расстояние КА, на котором одноимпульсный и двухимпульсный методы маневра при уходе и захвате эквивалентны; $V_{пл}$ и $\omega_{пл}$ (ω_e) — орбитальная и средняя угловая скорости планеты (Земли). Параметры, обозначенные индексами 1 и 2, относятся соответственно к планетам отправления и назначения; звездочкой * обозначены линейные параметры в астрономических единицах, гелиоцентрические скорости КА, отнесенные к местным круговым гелиоцентрическим скоростям, и планетоцентрические скорости, отнесенные к орбитальным скоростям соответствующих планет. Исходными данными для расчета являются радиусы-векторы апо- и перицентров $R_а$ и $R_п$.

1. Тангенциальный переход между компланарными круговыми орбитами (рис. 72)

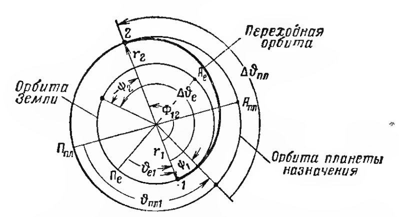


Рис. 72. Тангенциальный переход между компланарными круговыми орбитами:
A_e, $A_{пл}$ — апоцентры планет: Π_e, $\Pi_{пл}$ — перицентры планет: ϑ_{e1}, $\vartheta_{пл1}$ — истинные аномалии планет в начальный момент; ψ_1, ψ_2 — гелиоцентрические углы между планетами; $\Delta\vartheta_e$, $\Delta\vartheta_{пл}$ — изменения истинных аномалий планет; Φ_{12} — угловая дальность перелета

Гелиоцентрическая скорость ухода КА:

— при переходе с внутренней орбиты на внешнюю

$$V_1^* = V_п^* = \sqrt{2R_а/(R_а + R_п)} = V_1/\sqrt{\mu_{гл}/R_п}; \qquad (97)$$

— при переходе с внешней орбиты на внутреннюю

$$V_1^* = V_а^* = \sqrt{2R_п/(R_а + R_п)}. \qquad (98)$$

Гиперболический избыток скорости (избыток начальной планетоцентрической скорости КА над местной параболической скоростью)

$$\Delta V_I^* = v_{\infty 1}^* = V_1^* - 1 = (V_1 - V_{пл})/V_{кр1}. \qquad (99)$$

Планетоцентрическая скорость ухода КА

$$v_1^* = \sqrt{\left(v_{\text{пар}}^*\right)^2 + \left(v_{\infty 1}^*\right)^2}, \tag{100}$$

где $v_{\text{пар}}^*$ — параболическая скорость КА, отнесенная к круговой скорости планеты.

При уходе с круговой спутниковой орбиты приращение планетоцентрической скорости КА

$$\Delta v_1^* = v_1^* - v_{\text{кр}}^*, \tag{101}$$

где $v_{\text{кр}}^*$ — планетоцентрическая скорость КА на круговой спутниковой орбите, отнесенная к орбитальной скорости планеты.

При маневре ухода КА с вершины гиперболической орбиты время его полета в сфере действия планеты

$$t_\rho = M\sqrt{a^3/\mu_{\text{пл}}}, \tag{102}$$

где

$$\left.\begin{aligned} M &= e \operatorname{tg} H - \ln \operatorname{tg}\left(45^\circ + \frac{1}{2} H\right); \\ \cos H &= \frac{e}{1 + \rho/a}; \quad a = \mu_{\text{пл}}/v_{\infty 1}^2; \\ e &= 1 + \left(\frac{v_{\infty 1}^*}{v_{\text{кр}}^*}\right)^2 = 1 + \frac{\left(v_{\infty 1}\right)^2}{\mu_{\text{пл}}/R_{\text{п}}} \end{aligned}\right\}$$

(угол H соответствует эксцентрической аномалии в теории эллиптических орбит).

Время одностороннего гелиоцентрического перелета, например, с Земли к планетам солнечной системы (рис. 73)

$$T_{12} = \sqrt{\frac{(R_{\text{а}} + R_{\text{п}})^3}{2\mu_{\text{гл}}}} = \sqrt{a^3/\mu_{\text{гл}}}. \tag{103}$$

Гелиоцентрический угол между планетами (рис. 72):

— в момент ухода КА от планеты отправления (Земли)

$$\psi_1 = \Phi_{12} - \Delta\vartheta_{\text{пл}} = 180^\circ - \omega_{\text{пл}} T_{12}; \tag{104}$$

— в момент захвата его планетой назначения

$$\psi_2 = \Delta\vartheta_{\text{е}} - \Phi_{12} = \omega_{\text{е}} T_{12} - 180^\circ. \tag{105}$$

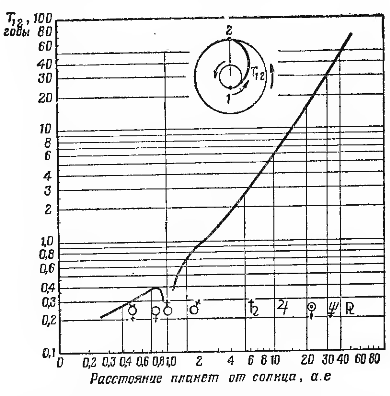


Рис. 73. Время одностороннего перелета к планетам солнечной системы по орбите тангенциального перехода

Гелиоцентрическая скорость КА в момент захвата:

— внешней планетой назначения

$$V_2^* = V_{\text{а}}^* = V_{\text{п}}^* (R_{\text{п}}/R_{\text{а}}); \tag{106}$$

— внутренней планетой назначения

$$V_2^* = V_{\text{п}}^* = V_{\text{а}}^* (R_{\text{а}}/R_{\text{п}}). \tag{107}$$

Разность модулей гелиоцентрической скорости захвата и орбитальной скорости планет при переходе:

— на внутреннюю орбиту

$$\left.\begin{aligned} \Delta V_2 = v_{\infty 2} = V_п - \sqrt{\mu_{гл}/a_{пл}}\,; \\ \Delta V_2^* = v_{\infty 2}^* = V_п^* - \sqrt{1/a_{пл}^*}\,; \end{aligned}\right\} \quad (108)$$

— на внешнюю орбиту

$$\left.\begin{aligned} \Delta V_2 = v_{\infty 2} = \sqrt{\mu_{гл}/a_{пл}} - V_а\,; \\ \Delta V_2^* = v_{\infty 2}^* = \sqrt{1/a_{пл}^*} - V_а^*. \end{aligned}\right\} \quad (109)$$

Энергия, необходнмая при переходе на замкнутую планетоцентрическую орбиту, зависит от типа маневра, высоты и эксцентриситета планетоцентрической орбиты. Одноимпульсный маневр, преобразующий гиперболнческую орбнту в вытянутую эллиптическую, требует затраты наименьшей энергии. Двухимпульсный маневр, преобразующий гиперболическую орбиту в круговую планетоцентрическую орбиту, при некоторых условиях будет более экономичным, чем одноимпульсный. Для перехода с гиперболической на круговую орбиту величина импульса скорости

$$\Delta v_2 = \sqrt{2\mu_{пл}/\tilde{r}} - \sqrt{\mu_{пл}/\tilde{r}}\,. \quad (110)$$

При одноимпульсном маневре для перехода с гиперболической на эллиптическую орбиту на произвольном удалении перицентра $r_п$ орбиты от поверхности планеты требуемое приращение скорости

$$\Delta v_2 = v_2 - v_{п.\,зах}\,; \quad (111)$$

$$\left.\begin{aligned} a = \mu_{пл}/v_{\infty 2}^2;\ \ \operatorname{tg}\Phi = v_п v_{\infty 2} r_п/\mu_{пл}\,; \quad e = \sec\Phi; \\ v_п = v_2 = \sqrt{2\mu_{пл}/r_п + v^2_{\infty 2}}\,, \end{aligned}\right\}$$

где $v_{п.зах}$ — скорость КА в перицентре орбиты захвата; $v_п$ — скорость КА в перицентре орбиты перехода. Для круговой орбиты $r_п = r_{кр}$ и $\Delta v = v_2 - \sqrt{\mu_{пл}/r_{кр}}$.

При возвращении по переходной орбите минимального расхода топлива гелиоцентрический угол между планетами назначения и отправления

$$\psi_3 = \Phi_{12} - \Delta\vartheta_e = -\psi_2\,. \quad (112)$$

Среднее время нахождения КА в сфере притяжения планеты назначения

$$t_{зах} = \frac{360^\circ - 2\psi_3}{|\mu_e - \mu_{пл}|}\,. \quad (113)$$

Полное изменение скорости КА, если он возвращается на орбиту спутника Земли,

$$\Delta v_{пол} = \Delta v_1 + 2\Delta v_2 + \Delta v_3\,. \quad (114)$$

Если орбита КА, с которой он стартовал к планете назначения, совпадает с орбитой, на которую он возвратился, то

$$\Delta v_{пол} = 2\,(\Delta v_1 + \Delta v_2)\,. \quad (115)$$

В табл. 35 и 36 приведены исходные данные и основные характеристики тангенциальных переходов с Земли к планетам солнечной системы.

2. Быстрые перелеты между компланарными круговыми орбитами по пересекающимся с ними траекториям

Орбиты 2 и 5

При заданных $R_а$ и $R_п$ орбиты перелета по формулам (97—99) определяются гелиоцентрическая скорость ухода КА V_1^* и гиперболический избыток скорости $v_{\infty 1}$; дальнейшие вычисления ведутся в такой последовательности:

Таблица 35

Скоростные характеристики тангенциальных переходов КА с Земли к планетам солнечной системы

Планета	Орбитальная скорость планеты		Гелиоцентрические параметры					Планетоцентрические параметры						
								при переходе на круговую орбиту спутника планеты с минимальным расходом топлива				при переходе на круговую орбиту спутника радиусом, равным 1,1 радиуса планеты		
	Линейная, $V_{пл}/V_e$	угловая $\omega_{пл}$, *град/сутки*	V_1^*	V_2^*	$\Delta V_1^* = v_{\infty 1}^*$	$\Delta V_2^* = v_{\infty 2}^*$	$\Delta V_{пол}^*$	$v_1^* \left(v_2^*\right)$	Δv_1^*	Δv_2^*	$\Delta v_{пол}^*$	Δv_1^*	Δv_2^*	$\Delta v_{пол}^*$
Меркурий	1,607	4,092	0,7471	1,931	−0,2529	0,324	0,5769	0,4401	0,1852	0,2290	0,8271	0,1849	0,2525	0,8748
Венера	1,176	1,602	0,9162	1,268	−0,0838	0,092	0,1758	0,3695	0,1151	0,0651	0,3692	0,1150	0,1860	0,6020
Марс	0,8068	0,524	1,0989	0,721	0,0989	0,0858	0,1847	0,3734	0,1185	0,0606	0,3582	0,1184	0,0703	0,3774
Юпитер	0,4384	0,083	1,259	0,254	0,259	0,1844	0,4434	0,4656	0,2112	0,1304	0,6832	0,2109	0,5730	1,5678
Сатурн	0,3238	0,0335	1,345	0,141	0,345	0,1828	0,5278	0,4978	0,2439	0,1291	0,7460	0,2432	0,3515	1,1894
Уран	0,2283	0,0117	1,379	0,0719	0,379	0,1564	0,5354	0,5226	0,2705	0,1108	0,7626	0,2703	0,2215	0,9836
Нептун	0,1824	0,006	1,390	0,0462	0,390	0,1362	0,5262	0,5307	0,2789	0,0965	0,7490	0,2779	0,2489	1,0536
Плутон	0,1591	0,004	1,396	0,0354	0,396	0,1237	0,5197	0,5352	0,2822	0,0875	0,7394	0,2820	0,1622	0,8884

Примечание. Все параметры отнесены к орбитальной скорости Земли. Маневр ухода осуществляется с круговой орбиты ИСЗ: $h = 556$ *км* $V_{кр}^* = 0{,}2549$; $v_{пар}^* = 0{,}36$.

Таблица 36

Угловые и временны́е характеристики тангенциальных переходов КА

Планета	$\Delta\vartheta_e$	$\Delta\vartheta_{пл}$	ψ_1	ψ_2	$\psi_3=-\psi_2$	$t_{зах}$	T_{12}	$T_{пол}=2T_{12}+t_{зах}$
	град.					*сутки*	*годы*	
Меркурий	104	432	−252	−76	76	67	0,2887	0,772
Венера	144	234	−54	−36	36	468	0,3999	2,08
Марс	255	136	44,4	75	−75	455	0,7086	2,66
Юпитер	(2)+263°	82,8	97,2	83	−83	214	2,731	6,05
Сатурн	(6)+18°	74	106	−162	162	341	6,05	13,03
Уран	(16)+11°	68,5	111,5	−169	169	346	16,03	32,993
Нептун	(30)+218°	66,8	113,2	38	−38	292	30,6	61,98
Плутон	(45)+217°	66,6	113,3	37	−37	291	45,6	91,97

$$e=\frac{R_a^*-R_п^*}{R_a+R_п};\quad \cos E_2=\frac{a^*-a_{пл}^*}{a^*e};$$

$$M_2=E_2-e\sin E_2;$$

$$T_{12}=M_2\sqrt{(a^*)^3/\mu_{гл}};\ \left[T_{12}=(M_2+\pi)\sqrt{(a^*)^3/\mu_{пл}}\right. —$$

для перелета с внешней орбиты];

$$\cos\vartheta_2=\frac{\cos E_2-e}{1-e\cos E_2};\quad \operatorname{tg}\Theta_2=\frac{e\sin\vartheta_2}{1+e\cos\vartheta_2};\qquad (116)$$

$$V_2^*=\sqrt{2/a_{пл}^*-1/a^*};$$

$$\Delta V_2^*=v_{\infty1}^*=\sqrt{1/a_{пл}^*+\left(V_2^*\right)^2-2V_2^*\sqrt{1/a_{пл}^*}\cos\Theta_2};$$

$$v_2^*=\sqrt{\left(v_{\infty2}^*\right)^2+2\mu_{пл}/(r^*\mu_{гл})};$$

$$\psi_1=\Phi_{12}-\Delta\vartheta_{пл};\quad \psi_2=\Delta\vartheta_e-\Phi_{12},$$

где a^*, $a_{пл}^*$ — большие полуоси орбиты перелета и орбиты планеты назначения соответственно, r^* — планетоцентрическое расстояние орбиты захвата.

Орбита 8

При заданных R_a^* и $R_п^*$ орбиты перелета параметры, относящиеся к планете отправления, определяются в такой последовательности:

$$e=\frac{R_a^*-R_п^*}{R_a^*+R_п^*};\ p^*=R_п^*(1+e);\ \cos\vartheta_1=(p^*-1)/e;$$

$$\operatorname{tg}\Theta_1=\frac{e\sin\vartheta_1}{1+e\cos\vartheta_1};\quad V_1^*=\sqrt{2-(1/a^*)};\qquad (117)$$

$$\Delta V_1^*=v_{\infty1}^*=\sqrt{1+\left(V_2^*\right)^2-2V_1^*\cos\Theta_1};$$

$$\cos E_1=(a^*-1)/(a^*\cdot e);\quad M_1=E_1-e\sin E_1;$$

$$v_1^*=\sqrt{(v_{\infty1}^*)^2+2\mu_{пл}/(r^*\cdot\mu_{гл})}.$$

Параметры E_2, M_2, V_2^*, Θ_2, $\Delta V_2^* = v_{\infty 2}^*$ и v_2^*, относящиеся к планете назначения, ψ_1 и ψ_2 определяются по формулам (116).

Время одностороннего перелета

$$T_{12} = (M_2 - M_1)\sqrt{a^*/\mu_{гл}}\,. \tag{118}$$

3. Длительные перелеты между компланарными круговыми орбитами

Эллиптические орбиты 3 и 7

При заданных $R_а^*$ и $R_п^*$ по формулам (117) определяются параметры V_1^*, e, p^*, Θ_1, v_1^*, а по формулам (116) — параметры V_2^*, ΔV_2^*, v_2^*, Θ_2, ψ_1 и ψ_2.

Эксцентрические аномалии

— в точке ухода

$$E_1 = \arccos\left[(1 - a^*)/(a^* e)\right]; \tag{119}$$

— в точке захвата

$$E_2 = \arccos\left[\left(a_{пл}^* - a^*\right)/(a^* e)\right]. \tag{120}$$

Полное время перелета

$$T_{12} = \{E_1 + E_2 - e\left[\sin E_1 + \sin(E_2 - \pi)\right]\}\sqrt{(a^*)^3/\mu_{гл}}\,. \tag{121}$$

Гиперболическая орбита 11

При заданных $R_п^* = a_е^* = 1{,}0$ и $v_{\infty 1}^*$ вычисления производятся в такой последовательности:

$$\left.\begin{aligned} & e = 1 + \left(v_{\infty 1}^*\right)^2;\ V_п^* = \sqrt{2 + \left(v_{\infty 1}^*\right)^2};\\ & p^* = (V_п^*)^2;\quad a^* = 1/\left(v_{\infty 1}^*\right)^2;\\ & \cos\vartheta_2 = \frac{p^*/a_{пл}^* - 1}{e};\ \operatorname{tg}\Theta_2 = \frac{e\sin\vartheta_2}{1 + e\cos\vartheta_2};\\ & \cos H_2 = e/\left[1 + a_{пл}^*\left(v_{\infty 1}^*\right)^2\right];\\ & M_2 = e\operatorname{tg} H_2 - \ln\operatorname{tg}(45^\circ + H_2/2);\\ & T_{12} = M_2\sqrt{(a^*)^3/\mu_{гл}};\ V_2^* = \sqrt{2 + a_{пл}^*/a^*}\,. \end{aligned}\right\} \tag{122}$$

Параметры ΔV_2^*, v_1^*, v_2^* определяются по формулам (116) и (117).

Любая из рассмотренных переходных орбит жестко определена взаимным расположением планет отправления и назначения, т. е. положение Земли и планеты назначения в момент ухода КА от Земли должно быть таким, чтобы планета назначения и КА встретились, когда последний достигнет орбиты планеты. Взаимное расположение Земли и планеты назначения в пространстве непрерывно меняется из-за различия их сидерических периодов. Поэтому не существует универсальных межпланетных траекторий, по которым можно было бы совершить перелет в любое время года.

4. Влияние эллиптичности и наклона планетных орбит

Более строгий анализ и расчет переходных орбит должен учитывать влияние эллиптичности планетных орбит и их наклона (некомпланарности) к плоскости эклиптики. При тех эксцентриситетах, которые имеют орбиты Венеры, Земли, Марса, переходные орбиты в виде эллипсов Хомана обеспечивают достаточно хорошее приближение к орбитам минимального расхода энергии. Вследствие несоосности эллиптических планетных орбит центральный угол, охватываемый траекторией при тангенциальном переходе, в большинстве случаев менее 180°. Из-за наклона планетных орбит наклонение переходной орбиты иногда необходимо менять в процессе полета. По этой причине орбиты для быстрых перелетов иногда оказываются энергетически более выгодными. Для правильного управления переходом необходимо знать как положение Земли и планеты назначения относительно их линий апсид, так и положение линий узлов их орбит.

Использование орбит КА для быстрых перелетов увеличивает промежутки между периодами возможного старта КА, не ограничивая их столь узкими пределами, как в случае полетов по хомановским орбитам. Например, интервал времени, в течение которого можно производить запуск, колеблется от 2—3 недель (для Меркурия) до двух

месяцев (для Венеры, Марса, Юпитера, Сатурна — рис. 74).

Наклонение планетных орбит и их эллиптичность накладывают дополнительные ограничения на время старта КА (рис. 75—80).

Планета	Время перелета	1969	1970	1971	1972	1973
Меркурий	~3 месяца					
Венера	3-4 месяца					
Марс	7-8 месяцев					
Юпитер	2-2,1 года					
Сатурн	2,5-3 года					

Рис. 74. Возможные периоды стартов для полетов с Земли к планетам солнечной системы

5. Уход и захват

Понятия ухода и захвата относятся обычно к операциям перехода из гравитационного поля одного тела в гравитационное поле другого. Для выхода из поля какого-либо небесного тела требуется развить по крайней мере параболическую скорость движения.

Уход из поля планеты в поле Солнца с помощью импульсов тяги может быть осуществлен с круговой на гиперболическую орбиту или на эллиптическую орбиту, с эллиптической орбиты на гиперболическую. Захват, с точки зрения механики, является процессом, обратным уходу.

Оптимальный, с точки зрения энергетики, радиус $\tilde{r}$ круговой орбиты отправления при одноимпульсном маневре зависит от расстояния $r_{пл}$ планеты назначения от Солнца (рис. 81), а величина импульса скорости, необходимого для перехода на гиперболическую орбиту ухода, — от радиуса r_0 начальной орбиты (рис. 82). Очевидно, что при полете к планетам выбором радиуса орбиты при отлете от планеты или при подлете к ней можно добиться значительной экономии энергии.

При двухимпульсном маневре вершина гиперболы может совпадать как с апоцентром переходного эллипса, так и с перицентром. Этот метод выгоднее использовать, когда энергия на гелиоцентрической переходной орбите больше,

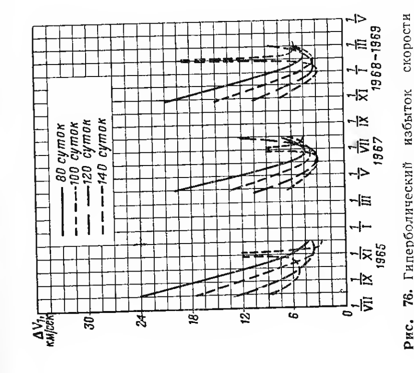


Рис. 76. Гиперболический избыток скорости ΔV_1 при полете на Венеру в зависимости от даты старта и времени полета (со спутниковой орбиты $h_0 = 182$ км)

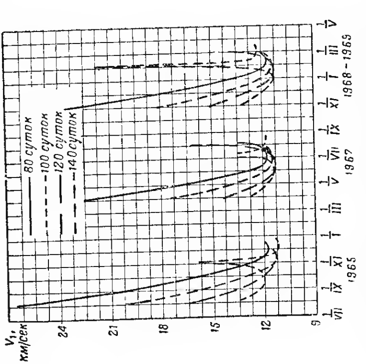


Рис. 75. Геоцентрическая скорость V_1 ухода КА при полете на Венеру в зависимости от даты старта и времени полета (со спутниковой орбиты $h_0 = 182$ км)

чем на планетоцентрической орбите ухода. В противном случае меньший расход топлива потребуется при одноимпульсном методе. Это означает, что если радиус орбиты

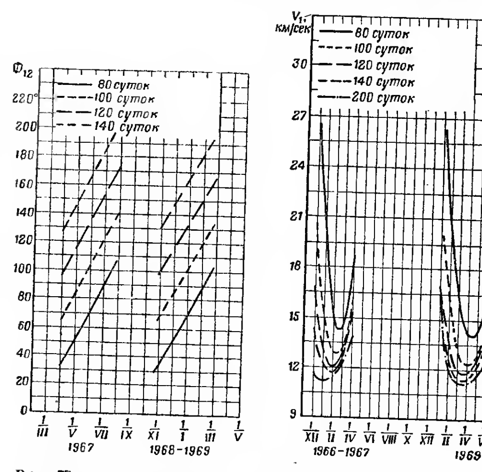


Рис. 77. Угловая дальность Φ_{12} КА при полете на Венеру в зависимости от даты старта и времени полета (со спутниковой орбиты $h_0 = 182$ *км*)

Рис. 78. Геоцентрическая скорость V_1 ухода КА при полете на Марс в зависимости от даты старта и времени полета (со спутниковой орбиты $h_0 = 182$ *км*)

спутника планеты $r_0<\tilde{r}$, то КА должен осуществлять уход с орбиты или прибытие на орбиту с помощью одного импульса тяги. Если $r_0>\tilde{r}$, то целесообразно использовать двухимпульсный метод. В этом случае КА сначала должен выйти на промежуточный эллипс, перигей которого

должен быть расположен как можно ближе к поверхности планеты. По достижении перигея КА сообщается второй импульс, с помощью которого эллиптическая орбита переходит в гиперболическую траекторию ухода.

При решении задачи захвата, когда $r_0>\tilde{r}$, для КА, приближающегося к планете, нужно выбрать такую гиперболу сближения, вершина которой расположена как можно ближе к поверх-

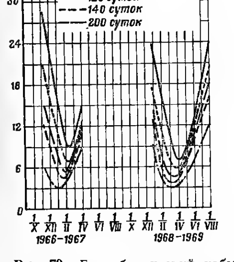


Рис. 79. Гиперболический избыток скорости ΔV_1 при полете на Марс в зависимости от даты старта и времени полета (со спутниковой орбиты $h_0 = 182$ *км*)

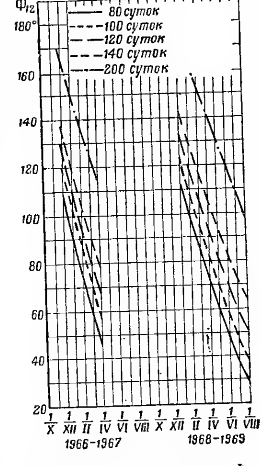


Рис. 80. Угловая дальность Φ_{12} КА при полете к Марсу в зависимости от даты старта и времени полета (со спутниковой орбиты $h_0 = 182$ *км*)

ности планеты. Далее из этой вершины КА должен перейти на промежуточную эллиптическую орбиту, двигаясь по которой, он сможет подняться на расстояние $\tilde{r}$ от центра планеты и затем с помощью второго импульса удержаться на круговой орбите спутника планеты.

В табл. 37 приведены оптимальные расстояния $\tilde{r}$ и вы-

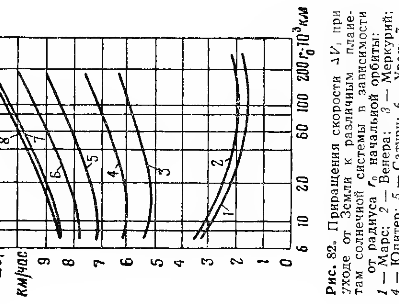


Рис. 82. Приращения скорости ΔV_1 при уходе от Земли к различным планетам солнечной системы в зависимости от радиуса r_0 начальной орбиты:
1 — Марс; 2 — Венера; 3 — Меркурий; 4 — Юпитер; 5 — Сатурн; 6 — Уран; 7 — Нептун; 8 — Плутон

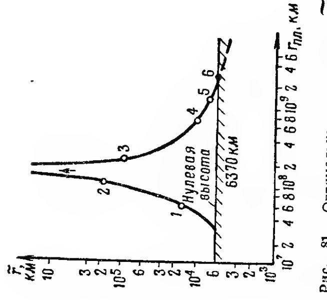


Рис. 81. Оптимальное расстояние $\tilde r$ ухода от планеты или прибытия к планете с помощью минимального одноимпульсного маневра в зависимости от радиуса $r_{пл}$ гелиоцентрической орбиты планеты:
1 — Меркурий; 2 — Венера; 3 — Марс; 4 — Юпитер; 5 — Сатурн; 6 — Уран

соты $\tilde h$ над поверхностью планеты, при которых одноимпульсный и двухимпульсный методы эквивалентны в задачах захвата при прибытии с Земли или в задачах ухода при возвращении на Землю по переходным эллипсам с минимальной затратой энергии.

Таблица 37

Оптимальные расстояния $\tilde r$ и высоты $\tilde h$ над поверхностью планеты

Планета	$\tilde r$, *км*	$\tilde h$, *км*
Меркурий	285	−2 193
Венера	89 000	82 800
Марс	6 530	3 140
Юпитер	7 900 000	8 200 000
Сатурн	2 390 000	2 334 000
Уран	519 000	496 000
Нептун	802 000	775 000
Плутон	~5 560	~0

Из таблицы видно, что желаемые конечные орбиты, особенно для Венеры и Марса, обычно имеют такие высоты, при которых одноимпульсный метод более экономичен, чем двухимпульсный.

РАЗДЕЛ III

МАНЕВР КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Глава 6

ВИДЫ И ХАРАКТЕРИСТИКИ МАНЕВРА

§ 1. Виды маневра

Маневром космического аппарата называется преднамеренное изменение параметров его движения с помощью какой-либо управляющей силы, имеющее целью получить такие элементы его орбиты, которые удовлетворяли бы поставленной задаче.

В качестве управляющей силы могут быть использованы: сила тяги реактивного двигателя, аэродинамическая сила, сила светового давления и другие силы негравитационного происхождения *. Наиболее универсальной управляющей силой для различных условий движения является сила реактивного двигателя. В настоящее время имеются различные конструкции реактивных двигателей, отличающиеся по виду рабочего тела, способу создания реактивной струи, принципу действия отдельных частей двигателя и т. д. Однако с точки зрения теории полета их принято подразделять на двигатели большой и малой тяги. Двигатели малой тяги создают небольшие управляющие ускорения (много меньше g_0), но способны работать в течение всего времени управляемого движения. Сюда можно отнести все типы электрических и некоторые ядерные двигатели. К двигателям большой тяги обычно относят химические реактивные двигатели, способные развивать в течение коротких промежутков времени управляющие ускорения, значительно превышающие g_0.

* В некоторых случаях для изменения траектории полета могут использоваться гравитационные силы притяжения планет или их спутников. Однако движение под действием этих сил следует рассматривать как вторичный эффект управления, приводящего КА в точку пространства, где действует в данный момент требуемая гравитационная сила.

Если время работы двигателя невелико по сравнению с временем совершения маневра, а прирост скорости КА за счет получаемого от двигателя ускорения не превышает нескольких сотен метров в секунду, то при расчете движения КА тягу двигателя можно считать импульсной, т. е. можно принять, что действие тяги сводится только к изменению скорости КА, а изменением координат за время работы двигателя можно пренебречь. При этом можно считать, что скорость КА изменяется мгновенно, импульсом. В соответствии с таким делением типов двигателей различают два вида маневра КА: с непрерывно работающим двигателем малой тяги и с импульсным изменением скорости.

В зависимости от поставленной задачи различают следующие основные виды маневра КА: переход с орбиты на орбиту, сближение, спуск с орбиты и посадка, коррекция. В свою очередь сближение можно разделить на мягкое сближение и перехват. При мягком сближении главной задачей управления маневром КА является получение такого движения, в результате которого в течение заданного промежутка времени координаты и составляющие скорости обоих КА становятся равными друг другу. При перехвате нет необходимости в равенстве скоростей: достаточно равенства координат. Спуск с орбиты и посадка могут осуществляться на планету, лишенную атмосферы, или на планету с атмосферой, оказывающей существенное влияние на способы и методы посадки.

В зависимости от взаимного расположения плоскостей исходной и конечной орбит различают компланарные и пространственные маневры КА. В первом, более простом случае рассматривается маневр в плоскости исходной орбиты без изменения ее ориентации; во втором случае предусматривается изменение плоскости орбиты КА.

По количеству импульсов различают одноимпульсные маневры, двухимпульсные, трехимпульсные и т. д.

§ 2. Характеристики траектории маневра

Во многих случаях тот или иной маневр КА может быть осуществлен с помощью целого семейства траекторий. Окончательный выбор траектории маневра производится на основе учета некоторых дополнительных требований, определяющих оптимальность той или иной траектории. Эти требования, являющиеся критериями оптимизации, в зависимости от конкретной задачи маневра могут выдвигаться по отдельности или одновременно. К числу основных критериев оптимизации следует отнести прежде всего энергетические и весовые характеристики КА, определяемые в первую очередь имеющимся бортовым запасом топлива.

Для упрощения анализа и расчетов в качестве энергетической характеристики часто пользуются *характеристической скоростью* (суммарным импульсом)

$$\Delta v_\Sigma = \sum_{i=1}^{n} |\Delta v_i|, \qquad (123)$$

где Δv_i — приращение скорости за время действия i-го импульса тяги, которое при кратковременном действии достаточно большой тяги двигателя определяется с помощью известного уравнения Циолковского, т. е.

$$\Delta v = U_e \ln\left(1 + \overline{G}_\text{т}\right),$$

где U_e — эффективная скорость истечения продуктов сгорания из сопла двигателя; $\overline{G}_\text{т}$ — относительный запас топлива, равный отношению веса топлива $G_\text{т}$ к весу КА $G_\text{сух}$ без топлива (сухой вес).

Пределы применимости формулы Циолковского каждый раз определяются поставленной задачей и характером исследования.

Величина характеристической скорости Δv_Σ в зависимости от скорости истечения U_e и относительного запаса топлива $\overline{G}_\text{т}$ может быть определена с помощью графиков (рис. 83).

В качестве следующего важного критерия оптимизации траектории маневра КА может рассматриваться *время со-*

вершения маневра $t_\text{ман}$, которое играет важную роль в задачах сближения и особенно в задачах перехвата.

Часто в качестве критерия оптимизации, особенно при выборе момента включения двигателя, используется *точ-*

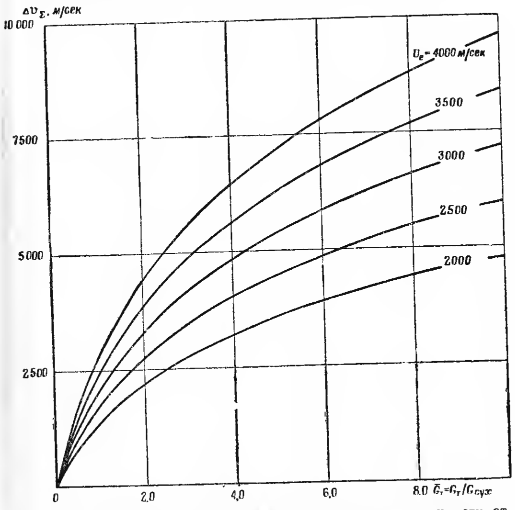


Рис. 83. Изменение характеристической скорости v в зависимости от относительного запаса топлива $\overline{G}_\text{т}$ и эффективной скорости истечения U_e продуктов сгорания

ность осуществления маневра, характеризуемая вектором ошибки $\overline{l}$ в параметрах движения. Наиболее широкое применение этот критерий находит при осуществлении маневра коррекции, т. е. исправления начальной орбиты с помощью импульсов тяги реактивного двигателя.

Для КА, производящих спуск с орбиты и посадку на планету с достаточно плотной атмосферой, весьма важным ограничением, накладываемым на выбранную траекторию, является величина допустимой *продольной перегрузки* n_x, возникающей при торможении КА в плотных слоях атмосферы. Механические перегрузки n_y в боковом направлении, возникающие при совершении маневра с помощью двигательной установки, могут разрушить конструкцию КА. Поэтому одним из важных ограничений, накладываемых на траекторию маневра КА, является допустимая *боковая перегрузка* n_y.

При спуске КА в плотных слоях атмосферы сильно нагревается внешняя оболочка, что может характеризоваться или *максимальной температурой*, или *максимальным количеством подводимого тепла*. Эти характеристики в значительной степени определяются траекторией спуска и также могут рассматриваться в качестве ограничений, накладываемых на выбранную траекторию.

Глава 7

ПЕРЕХОД С ОРБИТЫ НА ОРБИТУ

§ 1. Компланарные одноимпульсные переходы

Одноимпульсный переход с орбиты на орбиту возможен только в том случае, когда начальная I и конечная II орбиты имеют общую точку P (рис. 84). Импульс прикладывается в этой точке с таким расчетом, чтобы геометрическая сумма вектора орбитальной скорости $\bar{v}_I$ на начальной орбите и вектора импульса $\Delta\bar{v}$ равнялась вектору скорости $\bar{v}_{II}$, соответствующей скорости движения по заданной орбите, т. е.

$$\Delta\bar{v} = \bar{v}_{II} - \bar{v}_I.$$

Величины скоростей v_I и v_{II} в зависимости от истинной аномалии ϑ могут быть рассчитаны по формулам, приведенным в главе 3.

Таким образом, если начальная и конечная орбиты являются заданными, то величина и направление импульса скорости определяются однозначно. Если положение конечной орбиты не задано жестко и требуется получить орбиту определенной формы и размера, то оптимизация может быть произведена за счет соответствующего выбора точки приложения импульса на начальной эллиптической орбите.

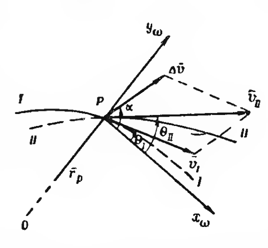


Рис. 84. Компланарный одноимпульсный переход с орбиты $I—I$ на орбиту $II—II$: $\bar{r}_p$ — радиус-вектор точки P; $\Delta\bar{v}$ — вектор импульса; α — угол между вектором $\bar{v}$ и осью Px_ω

При компланарном переходе плоскости начальной и конечной орбит совпадают. В этой же плоскости располагается и вектор импульса. Согласно теореме косинусов в векторном треугольнике (рис. 84)

$$\left(\frac{\Delta v}{v_{кр}}\right)^2 = \nu_I + \nu_{II} - 2\nu_I\nu_{II}\cos(\Theta_{II} - \Theta_I). \quad (124)$$

Направление вектора $\Delta\bar{v}$ в орбитальной подвижной плоской системе координат $Px_\omega y_\omega$ определяется углом

$$\alpha = \operatorname{arctg}\frac{\nu_I\sin\Theta_I - \nu_{II}\sin\Theta_{II}}{\nu_I\cos\Theta_I - \nu_{II}\cos\Theta_{II}}. \quad (125)$$

Величины $\nu_I = v_I/v_{кр}$ и $\nu_{II} = v_{II}/v_{кр}$ представляют собой орбитальные скорости v_I и v_{II}, отнесенные к местной круговой скорости $v_{кр} = \sqrt{\mu/r_p}$, где r_p — радиус-вектор точки перехода P. Их значения в функции истинной аномалии определяются по формулам:

$$\nu_I^2 = 2 - \frac{1 - e_I^2}{1 + e_I\cos\vartheta_I}; \quad \nu_{II}^2 = 2 - \frac{1 - e_{II}^2}{1 + e_{II}\cos\vartheta_{II}}.$$

Углы, определяющие направление векторов $\bar{v}_I$ и $\bar{v}_{II}$, т. е.

$$\Theta_I = \arccos \frac{\sqrt{1 + e_I \cos \vartheta_I}}{\nu_I}; \quad \Theta_{II} = \arccos \frac{\sqrt{1 + e_{II} \cos \vartheta_{II}}}{\nu_{II}}.$$

Истинные аномалии ϑ_I и ϑ_{II} отсчитываются от направления на перицентр соответствующей орбиты до одного и того же радиуса-вектора. Величина импульса Δv может быть определена с помощью номограммы (рис. 85).

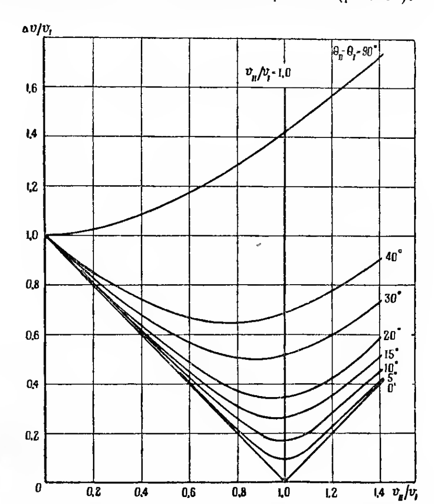


Рис. 85. Изменение потребного импульса Δv для компланарного одноимпульсного перехода в зависимости от отношения скоростей v_{II}/v_I и разности углов $\Theta_{II}-\Theta_I$

В случае когда начальная орбита круговая ($e=0$, $v_I = v_{кр}$, $\Theta_I = 0$, $\nu_I = 1$, $\nu_{II} = \nu$),

$$\Delta v / v_{кр} = \sqrt{1 - \nu^2 - 2\nu \cos \Theta_{II}}. \tag{126}$$

Введя эксцентриситет e и истинную аномалию ϑ конечной орбиты, для одноимпульсного перехода с круговой орбиты на любую другую орбиту получим

$$\left(\frac{\Delta v}{v_{кр}}\right)^2 = 3 - \frac{1 - e^2}{1 + e\cos\vartheta} - 2\sqrt{1 + e\cos\vartheta}. \tag{127}$$

Значения импульсов Δv, необходимые для перехода с круговой орбиты на любую другую орбиту могут быть определены по графикам рис. 86, а для перехода на эллиптическую орбиту — по графикам рис. 87.

Действие ортогонального импульса. Ортогональный импульс Δv_z изменяет только положение линии узлов и наклонение орбиты. Наибольшее изменение наклонения Δi достигается в том случае, если ортогональный импульс прикладывается к КА в момент прохождения им восходящего или нисходящего узла орбиты и если этот

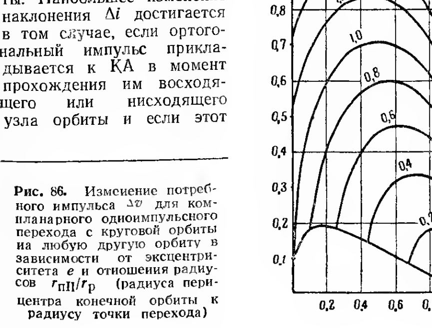


Рис. 86. Изменение потребного импульса Δv для компланарного одноимпульсного перехода с круговой орбиты на любую другую орбиту в зависимости от эксцентриситета e и отношения радиусов $r_{пII}/r_р$ (радиуса перицентра конечной орбиты к радиусу точки перехода)

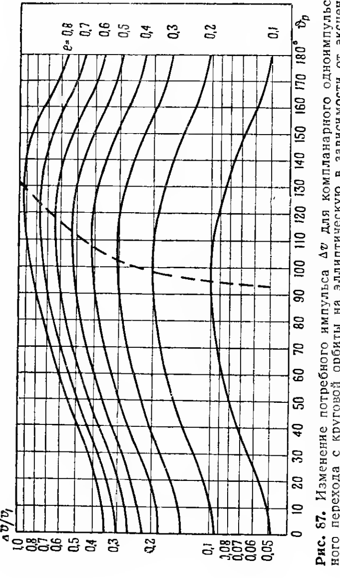


Рис. 87. Изменение потребного импульса Δv для компланарного одноимпульсного перехода с круговой орбиты на эллиптическую в зависимости от эксцентриситета e и истинной аномалии ϑ_p точки перехода

узел совпадает с апоцентром орбиты. Наибольшее изменение $\Delta\Omega$ положения линии узлов достигается в том случае, когда ортогональный импульс прикладывается в точке орбиты, радиус-вектор которой перпендикулярен линии узлов, и если эта точка совпадает с апоцентром орбиты.

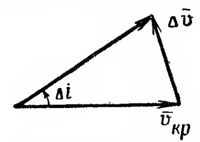


Рис. 88. Треугольник скоростей:
Δi — угол поворота плоскости круговой орбиты; $\bar{v}_{кр}$ — круговая скорость КА; $\Delta\bar{v}$ — вектор импульса скорости

Точные формулы, определяющие изменение $\Delta\Omega$ положения линии узлов и новое значение наклонения i' в результате приложения ортогонального импульса в любой точке орбиты, истинная аномалия которой ϑ, имеют вид:

$$\operatorname{tg}\Delta\Omega = \frac{\Delta v_z}{v_{кр}} \cdot \frac{\sin(\vartheta - \vartheta_\Omega)}{\sin i + (\Delta v_z/v_{кр})\cos i \cos(\vartheta - \vartheta_\Omega)};$$

$$\cos i' = \frac{\cos i - (\Delta v_z/v_{кр})\sin i \cos(\vartheta - \vartheta_\Omega)}{\sqrt{1 + (\Delta v_z/v_{кр})^2}},$$

где ϑ_Ω — истинная аномалия линии узлов.

Приближенные формулы для определения этих величин приведены в табл. 38.

Поворот плоскости круговой орбиты. При вращении плоскости круговой орбиты величина орбитальной скорости остается неизменной. Меняется лишь ее направление в плоскости горизонта точки перехода. Из треугольника скоростей (рис. 88) следует, что

$$\Delta v/v_{кр} = 2\sin(\Delta i/2).$$

8—1801

Таблица 38

Приближенные формулы для определения изменения элементов орбиты под действием приложенного импульса

Изменяющийся элемент орбиты	Расчетная формула, если направление приложенного импульса				
	тангенциальное, Δv_τ	нормальное, Δv_n	радиальное, Δv_y	трансверсальное, Δv_x	бинормальное, Δv_z
Большая полуось, Δa	$\pm\frac{2a^2}{\mu} v\Delta v_\tau$	0	$-\frac{2a^2 e\sin\vartheta}{\sqrt{\mu a}}\Delta v_y$	$\frac{2a^2\sqrt{\mu a}}{\mu r}\Delta v_x$	0
Эксцентриситет, Δe	$2(e+\cos\vartheta)\frac{\Delta v_\tau}{v}$	$-\frac{r\sin\vartheta}{av}\Delta v_n$	$-\frac{v_x v_y}{e\sqrt{\left(\frac{\mu}{r}\right)^3}}\Delta v_y$	$\frac{v_x}{\mu a e}\left(\frac{a v_y}{\sqrt{\mu r}}-1\right) r^2\Delta v_x$	0
Средняя аномалия, ΔM	$-\frac{3v}{\sqrt{\mu a}}\Delta v_\tau$	0	$\frac{3\sin\vartheta}{\sqrt{ap}}\Delta v_y$	$-\frac{3}{r}\sqrt{\frac{p}{a}}\Delta v_x$	0
Перигей орбиты, $\Delta\omega$	$\frac{2\sin(\vartheta-\omega)}{ev}\Delta v_\tau$	$\frac{2ae+r\cos(\vartheta-\omega)}{aev}\Delta v_n$	$\frac{\cos(\vartheta-\omega)}{e\sqrt{\mu/p}}\Delta v_y$	$\frac{(p+r)\sin(\vartheta-\omega)}{\mu e}\Delta v_x$	0
Наклон орбиты, Δi	0	0	0	0	$\frac{\cos(\vartheta-\omega)}{v_x}\Delta v_z$
Долгота восходящего узла, $\Delta\Omega$	0	0	0	0	$\frac{\sin(\vartheta-\omega)}{v_x\sin i}\Delta v_z$

Примечание. Приведенные выражения пригодны как для эллиптической, так и для гиперболической орбиты. Однако, строго говоря, они лишь применимы для очень малых значений импульсов (когда, например, $(\Delta a/a)\ll 1$ или $\Delta a\to da$ и т. д.).

Величину импульса Δv, потребного для поворота плоскости круговой орбиты на угол Δi, можно определить по графику (рис. 89).

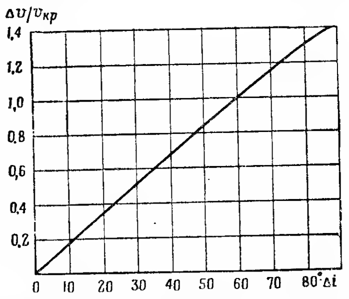


Рис. 89. Изменение потребного импульса Δv для поворота плоскости круговой орбиты в зависимости от угла Δi

§ 2. Компланарные двухимпульсные переходы

Анализ различных возможных вариантов перехода с орбиты на орбиту показывает, что в большинстве случаев наиболее экономичными с энергетической точки зрения, т. е. требующими минимальной характеристической скорости Δv_Σ, являются двухимпульсные переходы.

Переходная орбита, получающаяся после приложения первого импульса, выбирается с таким расчетом, чтобы она пересекалась с конечной орбитой в точке, где подается второй импульс, изменяющий вектор скорости до величины, соответствующей требуемой орбите. В отличие от одноимпульсных переходов, где оптимизация траектории возможна лишь за счет выбора точки перехода, при двухимпульсном маневре перехода имеются более широкие возможности для оптимизации траекторий перехода как за

счет выбора точек приложения обоих импульсов, так и за счет выбора их величин и направлений.

Определенную во времени последовательность импульсов тяги двигательной установки с указанием моментов их приложения и ориентации вектора тяги в орбитальной подвижной системе координат называют **программой управления** движением КА.

Для определения точки приложения импульса удобнее пользоваться плоскими полярными координатами, радиусом-вектором r и истинной аномалией ϑ. Для определения ориентации вектора $\overline{\Delta v}$ в орбитальной подвижной системе координат $Px_0y_0z_0$ будем пользоваться углами α и β (рис. 90). Составляющие импульса по осям орбитальной системы координат, которые связаны с этими углами нижеследующими формулами, принято называть:

трансверсальная — $\Delta v_x = \Delta v \cos\beta \cos\alpha$;

радиальная — $\Delta v_y = v \cos\beta \sin\alpha$;

бинормальная (ортогональная) — $\Delta v_z = \Delta v \sin\beta$.

Кроме того, иногда пользуются составляющими импульса, связанными со скоростной системой координат $Px_vy_vz_v$ (рис. 91). В этом случае составляющие называют:

тангенциальная — $\Delta v_\tau = \Delta v \cos\beta \cos(\alpha - \Theta')$;

нормальная = $\Delta v_n = \Delta v \cos\beta \sin(\alpha - \Theta')$.

Бинормальная составляющая Δv_z является общей для обеих систем координат.

Энергетически оптимальная программа перехода между двумя заданными точками. В общем случае для задания начального и конечного состояния при компланарном переходе достаточно указать размеры (p_I и p_III или a_I и a_III), форму (e_I и e_III) и взаимную ориентацию начальной *I* и конечной *III* орбит, определяемую углом η, равным истинной аномалии перицентра конечной орбиты $\vartheta_{\pi\mathrm{III}}$, отсчитываемой от перицентра начальной орбиты.

Если параметры движения заданы в точках *1* и *2* приложения первого и второго импульсов (рис. 92), то оптимизация возможна лишь за счет выбора величин и направлений векторов $\overline{\Delta v_1}$ и $\overline{\Delta v_2}$. Для задания точек *1* и *2* достаточно указать значения параметров $r_{1\mathrm{I}}$, $v_{y1\mathrm{I}}$, $v_{x1\mathrm{I}}$ и $r_{2\mathrm{III}}$, $v_{y2\mathrm{III}}$, $v_{x2\mathrm{III}}$. Остальные параметры могут быть найдены из соответствующих уравнений орбиты. В этом

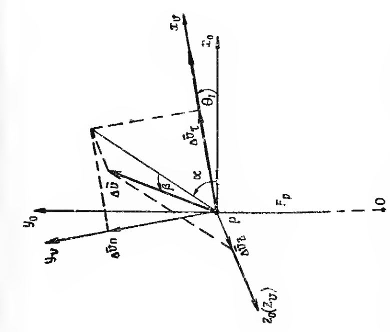


Рис. 91. Ориентация импульса $\overline{\Delta v}$ в скоростной системе координат Px_v, y_v, z_v; $\overline{\Delta v_\tau}$, $\overline{\Delta v_n}$, $\overline{v_z}$ — составляющие импульса; α, β — направляющие углы

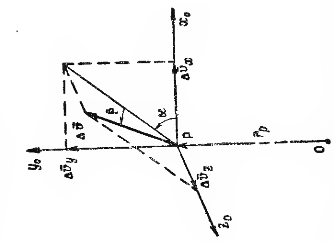


Рис. 90. Ориентация импульса $\overline{\Delta v}$ в орбитальной подвижной системе координат $Px_0y_0z_0$: Δv_x, Δv_y, Δv_z — составляющие импульса; α, β — направляющие углы

случае для энергетически оптимальной программы перехода величина и направление составляющих начального и конечного импульсов

$$\Delta v_{x1} = \sqrt{\frac{2\mu r_1}{r_2(r_1+r_2)}} \cdot \frac{\sqrt{1+C_1^2} - \frac{r_1}{r_2}\sqrt{1+C_2^2}}{\sqrt{1+C_2^2} - \frac{r_1}{r_2}\sqrt{1+C_1^2}} - v_{x1I};$$

$$\Delta v_{y1} = C_2 \sqrt{\frac{2\mu r_2}{r_1(r_1+r_2)}} \times \left(\frac{\sqrt{1+C_1^2} - \frac{r_1}{r_2}\sqrt{1+C_2^2}}{\sqrt{1+C_2^2} - \frac{r_1}{r_2}\sqrt{1+C_1^2}} + \frac{r_1}{r_2} \right) - v_{y1I};$$

$$\Delta v_{x2} = -\frac{r_1}{r_2}\sqrt{\frac{2\mu r_2}{r_1(r_1+r_2)}} \times \frac{\sqrt{1+C_1^2} - \frac{r_1}{r_2}\sqrt{1+C_2^2}}{\sqrt{1+C_2^2} - \frac{r_1}{r_2}\sqrt{1+C_1^2}} + v_{x2III};$$

$$\Delta v_{y2} = -C_1 \sqrt{\frac{2\mu r_2}{r_1(r_1+r_2)}} \times \left(\frac{r_1}{r_2} \cdot \frac{\sqrt{1+C_1^2} - \frac{r_1}{r_2}\sqrt{1+C_2^2}}{\sqrt{1+C_2^2} - \frac{r_1}{r_2}\sqrt{1+C_1^2}} + 1 \right) + v_{y2III};$$

где $C_1 = v_{y2III} \Big/ \left(v_{x2III} + \sqrt{\frac{2\mu r_2}{r_1(r_1+r_2)}} \right)$; $C_2 = v_{y1I} / \left(v_{x1I} + \frac{r_1}{r_2}\sqrt{\frac{2\mu r_2}{r_1(r_1+r_2)}} \right)$.

Минимальная характеристическая скорость

$$\Delta v_{\Sigma\,\min} = \sqrt{\left(v_{x2} + \sqrt{\frac{2\mu r_2}{r_1(r_1+r_2)}} \right)^2 + v_{y2}^2} - \sqrt{\left(v_{x1} + \sqrt{\frac{2\mu r_1}{r_2(r_1+r_2)}} \right)^2 + v_{y1}^2}. \quad (128)$$

Тангенциальный переход между круговыми орбитами (переход Хомана). Оптимальность этой программы перехода была впервые показана Хоманом, по имени которого и получила свое название. Переход Хомана характеризуется тем, что переходная эллиптическая орбита *II* касается в апсидальных точках начальной и конечной круговых орбит *I* и *III*. В этих точках и прикладываются импульсы Δv_1 и Δv_2 в тангенциальном направлении, совпадающем с направлением круговой скорости. При переходе на внешнюю круговую орбиту (рис. 92) оба импульса направлены в сторону увеличения местной орбитальной скорости. Величины импульсов определяются по формуле:

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{2\mu r_2}{r_1(r_1+r_2)}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_1}};$$

$$\Delta v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} - \frac{r_1}{r_2}\sqrt{\frac{2\mu r_2}{r_1(r_1+r_2)}}. \quad (129)$$

При переходе на внутреннюю круговую орбиту (рис. 93) оба импульса направлены в сторону уменьшения местной орбитальной скорости. Величины импульсов определяются по формулам:

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{\mu r_2}{r_1(r_1+r_2)}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_1}};$$

$$\Delta v_2 = \frac{\sqrt{\mu r_2}}{r_1} - \frac{r_2}{r_1}\sqrt{\frac{2\mu}{r_1+r_2}}. \quad (130)$$

Вместо формул для определения величины импульсов Δv_1 и Δv_2 могут служить графики (рис. 94).

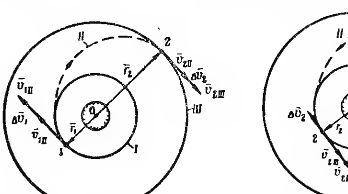


Рис. 92. Хомановский переход на внешнюю круговую орбиту: II — переходная орбита; $\Delta\bar{v}_1$, $\Delta\bar{v}_2$ — импульсы скорости; 1 и 2 — точки приложения импульсов

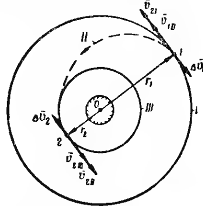


Рис. 93. Хомановский переход на внутреннюю круговую орбиту: II — переходная орбита: $\Delta\bar{v}_1$, $\Delta\bar{v}_2$ — импульсы скорости; 1 и 2 — точки приложения импульсов

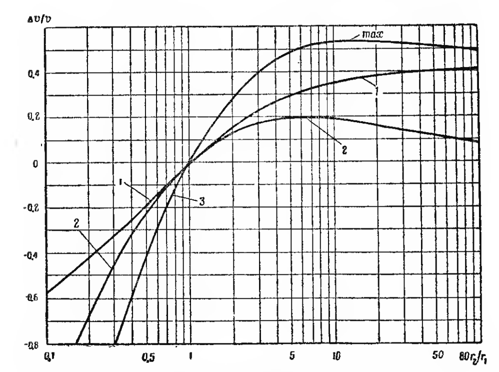


Рис. 94. Изменение импульсов перехода Δv в зависимости от отношения радиусов r_2/r_1: 1 — $\Delta v_1/v_{\rm I}$; 2 — $\Delta v_2/v_{\rm II}$; 3 — $\Delta v_\Sigma/v_{\rm I}$

Как видно из рис. 92 и 93, точки 1 и 2 диаметрально противоположны, поэтому положение точки 1 должно определяться требуемым положением точки 2.

Время совершения маневра равно половине периода обращения по переходной орбите II. Зная величину большой полуоси $a_{\rm II}=\frac{1}{2}(r_1+r_2)$, можно найти время маневра $t_{\text{ман}}=0{,}5\,T_{\text{зв}}$ (см. график на рис. 46).

Анализ различных возможных переходов показал, что при $r_2/r_1 \geqslant 11{,}94$ существует энергетически более выгодный так называемый *биэллиптический переход* с помощью трех импульсов. Первый импульс $\Delta\bar{v}_1$ переводит КА на эллиптическую орбиту с радиусом апоцентра $r_{a\rm II} \gg r_{2\rm II}$. В апоцентре этой промежуточной переходной орбиты подается второй импульс $\Delta\bar{v}_2$, переводящий КА на вторую переходную орбиту с радиусом перицентра $r_{\pi\rm III}=r_{\rm IV}$ (радиусом требуемой круговой орбиты). Третий импульс Δv_3 уравнивает орбитальную скорость в перицентре с местной круговой. Однако, несмотря на некоторый выигрыш в характеристической скорости (10% для очень больших значений $r_{a\rm II}$), биэллиптический переход вряд ли будет широко применяться, поскольку в этом случае значительно увеличивается время перехода и, кроме того, такой переход чувствителен к различным ошибкам.

Переход между компланарными круговыми орбитами по пересекающейся с ними траектории. Вместо переходного эллипса, касающегося начальной и конечной круговых орбит, для перехода можно выбрать такую траекторию, которая касалась бы одной из заданных орбит и пересекала другую (рис. 95) либо пересекалась с ними обеими. В этих случаях время перехода сокращается и его минимальное

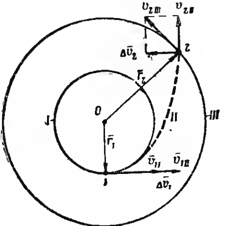


Рис. 95. Переход между круговыми орбитами по пересекающейся с ними траектории II: $\Delta\bar{v}_1$, $\bar{v}_2$ — импульсы скорости; 1 и 2 — точки перехода

значение достигается, если первый импульс $\Delta \bar{v}_\text{I}$ приложен в направлении, близком к радиальному. Кроме того, величины обоих импульсов примерно равны друг другу.

Переход между компланарными круговой и эллиптической орбитами. При переходе с внутренней круговой орбиты *I* на внешнюю эллиптическую орбиту *III* наименьших энергетических затрат

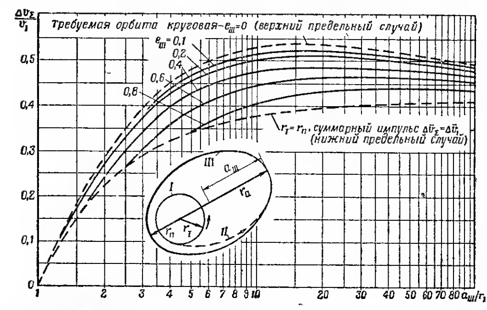


Рис. 96. Изменение суммарного импульса Δv_Σ при двухимпульсном переходе с круговой орбиты *I* на внешнюю эллиптическую орбиту *III* в зависимости от $a_\text{III}\,r_\text{I}$ и e_III

требует переход в точку апоцентра (рис. 96). Суммарный импульс, отнесенный к местной круговой скорости,

$$\frac{\Delta v_\Sigma}{v_\text{I}} = \frac{\Delta v_1 + \Delta v_2}{v_\text{I}} = \sqrt{\frac{2(1+e_\text{III})}{1+e_\text{III}+r_\text{I}/a_\text{III}}}\left(1+\frac{r_\text{I}/a_\text{III}}{1+e_\text{III}}\right) + \sqrt{\frac{1-e_\text{III}}{1+e_\text{III}}\cdot\frac{r_\text{I}}{a_\text{III}}} - 1 \qquad (131)$$

и определяется с помощью графика (рис. 96).

При переходе с внешней круговой орбиты *I* на внутреннюю эллиптическую орбиту *III* наименьших энергетических затрат требует переход в точку перицентра (рис. 97).

Суммарный импульс, отнесенный к местной круговой скорости,

$$\frac{\Delta v_\Sigma}{v_\text{I}} = \left(\frac{r_\text{I}/a_\text{III}}{1-e_\text{III}} - 1\right)\sqrt{\frac{2(1+e_\text{III})}{1-e_\text{III}+r_\text{I}/a_\text{III}}} - \sqrt{\frac{1+e_\text{III}}{1-e_\text{III}}\cdot\frac{r_\text{I}}{a_\text{III}}} - 1 \qquad (132)$$

и определяется с помощью графика (рис. 97).

При переходе с эллиптической орбиты *I* на пересекающуюся с ней круговую орбиту *III* возможны три случая (рис. 98). Переход из апоцентра *A* начальной орбиты по

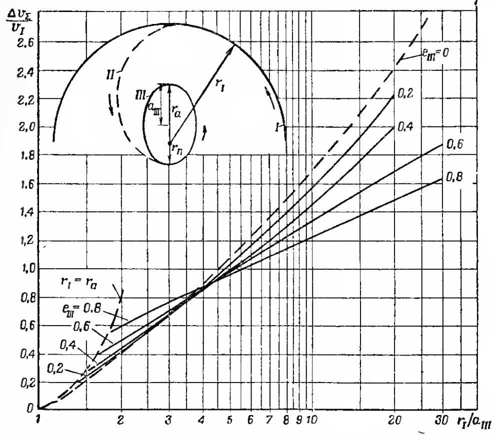


Рис. 97. Изменение суммарного импульса Δv_Σ при двухимпульсном переходе с круговой орбиты *I* на внутреннюю эллиптическую орбиту *III* в зависимости от $r_\text{I}\,a_\text{III}$ и e_III

эллипсу II с радиусом перицентра $r'_{\text{п}}$, равным радиусу r круговой орбиты (внешний двухимпульсный переход), требует суммарного импульса, величина которого

$$\frac{\Delta v_{\Sigma}}{v_{\text{III}}} = \left(1 + \frac{r}{r_{\text{a}}}\right)\sqrt{\frac{2}{1 + r/r_{\text{a}}}} - \sqrt{\frac{2}{1 + r_{\text{a}}/r_{\text{п}}} \cdot \frac{r}{r_{\text{a}}}}. \quad (133)$$

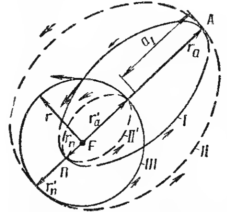


Рис. 98. Переход с эллиптической орбиты I на пересекающуюся с ней круговую орбиту III:
II и II' — переходные орбиты: A, $П$ — апо- и перицентры орбиты I

Рис. 99. Тангенциальный апсидальный переход между эллиптическими орбитами I и III:
II и II' — переходные орбиты; 1, 2 — точки перехода

Переход из перицентра начальной орбиты по эллипсу II' с радиусом апоцентра r'_{a}, равным радиусу r круговой орбиты (внутренний двухимпульсный переход), требует суммарного импульса, величина которого

$$\frac{\Delta v_{\Sigma}}{v_{\text{III}}} = \sqrt{\frac{2\,(r/r_{\text{п}})}{1 + (r_{\text{п}}/r_{\text{a}})}} - \left(1 + \frac{r}{r_{\text{п}}}\right)\sqrt{\frac{2}{1 + (r/r_{\text{п}})}} + 1. \quad (134)$$

Переход в точке пересечения орбит I и III (одноимпульсный переход) требует суммарного импульса, величина которого может быть рассчитана по формуле (127) или в функции радиуса требуемой круговой орбиты по формуле

$$\frac{\Delta v_{\Sigma}}{v_{\text{кр II}}} = \sqrt{3 - \frac{r}{a_{\text{I}}} - 2\sqrt{\frac{1 - e_{\text{I}}}{r/a_{\text{I}}}}}. \quad (135)$$

Тангенциальный апсидальный переход между эллиптическими орбитами. Этот переход по эллиптической переходной орбите II или II' возможен лишь между соосными эллипсами (рис. 99). Минимум характеристической скорости достигается при переходе с перицентра 1 внутренней орбиты I на апоцентр 2 внешней орбиты III и при переходе с апоцентра 2 внешней орбиты III на перицентр 1 внутренней орбиты I. Величины тангенциальных импульсов для перехода с перицентра внутренней на апоцентр внешней орбиты и, наоборот, при обратном переходе с апоцентра внешней орбиты на перицентр внутренней определяются по формулам:

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{2\mu r_2}{r_1 (r_1 + r_2)}} - \sqrt{\frac{\mu (1 + e_{\text{I}})}{r_1}};$$

$$\Delta v_2 = \sqrt{\frac{\mu (1 - e_{\text{III}})}{r_2}} - \sqrt{\frac{2\mu r_1}{r_2 (r_1 + r_2)}}.$$

Переход между соосными эллипсами по пересекающей их траектории. Рассмотренные выше апсидальные переходы между эллиптическими орбитами обладают тем же недостатком, что и переходы Хомана, т. е. на маневр уходит много времени. Для более быстрого совершения маневра, хотя и требующего повышенных энергетических затрат, могут использоваться переходы по траектории, пересекающей обе эллиптические орбиты или касающейся одной из них. На рис. 100 показана одна из возможных траекторий перехода, где начальная точка 1 на исходной орбите I совпадает с ее перицентром, а конечная точка 2 задается радиусом-вектором $\bar{r}_{2\text{III}}$. Из уравнений орбиты могут быть найдены:

— истинная аномалия точки 2

$$\vartheta_{2\,\text{III}} = \arccos\left[\frac{1}{e_{\text{III}}}\left(\frac{p_{\text{III}}}{r_2} - 1\right)\right];$$

— эксцентриситет переходной орбиты

$$e_{\rm II} = \left| \frac{r_1 - r_2}{r_2 \cos \vartheta_{2\ \rm III} - r_1} \right|.$$

Величина первого импульса определяется как разность орбитальных скоростей в перицентре, т. е.

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left(\sqrt{1 + e_{\rm II}} - \sqrt{1 + e_{\rm I}} \right).$$

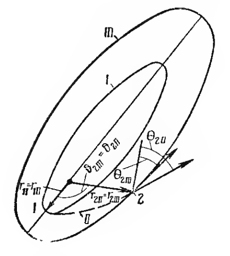


Рис. 100. Переход между соосными эллиптическими орбитами по секущей траектории *II*:
1 и *2* — точки перехода

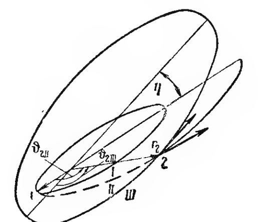


Рис. 101. Переход между несоосными эллиптическими орбитами *I* и *III* по секущей траектории *II*:
η — угол между осями апсид *I* и *III* орбит; *1* и *2* — точки перехода

Величина и направление второго импульса определяются по формулам (124) и (125). В общем случае время перехода

$$t_{12} = \frac{\sqrt{p_{\rm II}/\mu}}{1 - e_{\rm II}^2} \left\{ \frac{p_{\rm II} e_{\rm II} \sin \vartheta_{1\ \rm II}}{1 + e_{\rm II} \cos \vartheta_{1\ \rm II}} - \frac{p_{\rm II} e_{\rm II} \sin \vartheta_{2\ \rm II}}{1 + e_{\rm II} \cos \vartheta_{2\ \rm II}} + \right.$$

$$+ \frac{p_{\rm II}}{\sqrt{1 + e_{\rm II}^2}} \left[\arcsin \left(\frac{e_{\rm II} + \cos \vartheta_{1\ \rm II}}{1 + e_{\rm II} \cos \vartheta_{1\ \rm II}} - 1 \right) - \right.$$

$$\left.\left. - \arcsin \left(\frac{e_{\rm II} - \cos \vartheta_{2\ \rm II}}{1 + e_{\rm II} \cos \vartheta_{2\ \rm II}} - 1 \right) \right] \right\}.$$

Переход между несоосными эллиптическими орбитами по пересекающей их траектории. Этот случай перехода является более общим по сравнению с предыдущим. Но его можно рассчитать с помощью тех же формул, если в них вместо $\vartheta_{2\rm II}$ подставить $(\vartheta_{2\rm III} + \eta)$, где η — угол между осями апсид начальной *I* и конечной *III* эллиптических орбит (рис. 101).

§ 3. Пространственный маневр КА

Пространственный двухимпульсный маневр. При переходе с внутренней круговой орбиты на внешнюю круговую, некомпланарную с внутренней орбитой, одной из возможных программ является программа с одним поворотом плоскости орбиты, в соответствии с которой первый импульс подается с таким расчетом, чтобы перевести КА на компланарную эллиптическую орбиту с радиусом апоцентра, равным радиусу внешней круговой орбиты. В точке апоцентра этой переходной орбиты подается второй импульс, которым разворачивается плоскость орбиты на угол Δi и одновременно увеличивается скорость КА до требуемой величины. Характеристическая скорость для такой двухимпульсной программы

$$\frac{\Delta v_\Sigma}{v_{\rm кр\,I}} = \sqrt{\frac{r_{\rm I} + 3r_{\rm III}}{r_{\rm I} + r_{\rm III}} - 2\sqrt{\frac{2r_{\rm III}}{r_{\rm I} + r_{\rm III}}}} +$$

$$+ \sqrt{\frac{r_{\rm I}}{r_{\rm III}} \cdot \frac{3r_{\rm I} + r_{\rm III}}{r_{\rm I} + r_{\rm III}} - 2\frac{r_{\rm I}}{r_{\rm III}} \sqrt{\frac{2r_{\rm I}}{r_{\rm I} + r_{\rm III}}} \cos \Delta i} \qquad (136)$$

и может быть определена по графику (рис. 102)

Более экономичной является двухимпульсная программа с двумя поворотами плоскости орбиты: первый на угол Δi_1 после приложения первого импульса, второй на угол Δi_2 после приложения второго импульса. Для такой программы

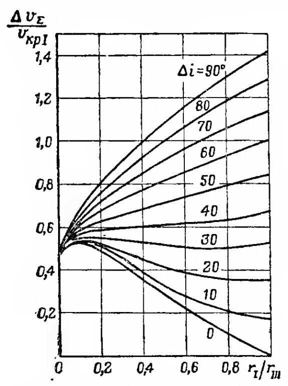


Рис. 102. Изменение характеристической скорости Δv_Σ двухимпульсного маневра с одним поворотом плоскости орбиты на угол Δi в зависимости от отношения r_I/r_{III} (радиусов начальной и конечной орбит)

$$\frac{\Delta v_\Sigma}{v_{кр\,I}} = \sqrt{\frac{r_I + 3r_{III}}{r_I + r_{III}} - 2\sqrt{\frac{2r_{III}}{r_I + r_{III}}}\cos\Delta i_1} + \sqrt{\frac{r_I}{r_{III}} \cdot \frac{3r_I + r_{III}}{r_I + r_{III}} - 2\frac{r_I}{r_{III}}\sqrt{\frac{2r_I}{r_I + r_{III}}}\cos\Delta i_2}. \quad (137)$$

Чтобы характеристическая скорость Δv_Σ была минимальной, угол Δi_1 должен удовлетворять условию:

$$\frac{8r_I(3r_I + r_{III})}{(r_I + r_{III})^2}\sin^2\Delta i_1 - \frac{8r_{III}(r_I + 3r_{III})}{(r_I + r_{III})^2} \cdot \left(\frac{r_I}{r_{III}}\right)^3 \sin\Delta i_2 + \frac{8r_{III}}{r_I + r_{III}} \cdot \left(\frac{r_I}{r_{III}}\right)^3 \sqrt{\frac{8r_{III}}{r_I + r_{III}}}\cos\Delta i_1 \sin\Delta i_2 - \frac{8r_I}{r_I + r_{III}}\sqrt{\frac{8r_I}{r_I + r_{III}}}\sin^2\Delta i_1 \cos\Delta i_2 = 0.$$

Величина выигрыша в характеристической скорости по отношению к двухимпульсной программе с одним поворотом зависит от r_I/r_{III} и Δi (заданного суммарного угла поворота плоскости орбиты). Для каждого значения отношения радиусов имеются определенные величины углов $\Delta i_{опт}$ и Δi_1, при которых выигрыш получается максимальным (рис. 103).

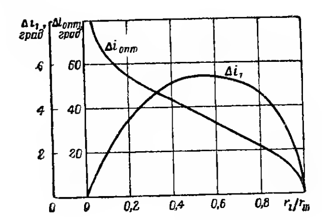


Рис. 103. Изменение оптимального значения угла $\Delta i_{опт}$ между плоскостями начальной I и конечной III орбит и угла поворота Δi_1 плоскости орбиты I при подаче первого импульса в зависимости от отношения r_I/r_{III}

Глава 8

СБЛИЖЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

§ 1. Методы сближения

Сближением космических аппаратов называется такой маневр, в результате которого управляемый КА приближается к другому на заданное расстояние с требуемой относительной скоростью в течение заданного времени под действием управляющих сил, приложенных по определенной программе. Этот маневр может производиться для соединения и стыковки отдельных частей космической станции, доставленных на орбиту с помощью нескольких ракет-носителей; доставки грузов и смены экипажа космической станции; технического обслуживания автоматических космических станций и пр.

Почти во всех случаях сближения требуется, чтобы в конце маневра относительная скорость КА была минимальной или равнялась нулю. Такое сближение называют мягким. В некоторых случаях управляемому КА достаточно пройти вблизи другого КА на заданном расстоянии. Такой тип сближения, при котором величина и направление относительной скорости могут изменяться в некоторых пределах, называют *перехватом*. При анализе сближения обычно полагают, что один из космических аппаратов движется по известной орбите, не маневрируя. Этот неманеврирующий КА будем называть целью. КА, осуществляющий сближение, будем называть управляемым космическим аппаратом.

Основной задачей анализа траекторий сближения является выбор оптимальной траектории, удовлетворяющей в достаточной степени всем критериям, которые могут быть выдвинуты в соответствии с поставленной задачей. Наиболее общим критерием является минимальный вес топлива, расходуемого на сближение. Поэтому ниже рассматриваются только энергетически оптимальные траектории сближения.

Необходимость в маневре сближения возникает не сразу после обнаружения цели. Обычно по каким-либо соображениям команда или распоряжение на сближение поступает в некоторый произвольный момент t_0, который в

общем случае не зависит от взаимного положения цели и управляемого КА. В зависимости от местонахождения управляемого КА в момент t_0 различают сближение с участка выведения на орбиту и сближение с орбиты ожидания. В первом случае в момент t_0 управляемый КА вместе с ракетой-носителем находится на стартовой площадке на поверхности Земли. Время запуска ракеты-носителя и траектория участка выведения подбираются таким образом, чтобы в конце участка выведения на орбиту параметры движения управляемого КА соответствовали параметрам движения цели в этот же момент. Поскольку трасса цели обычно проходит вблизи места старта управляемого КА не чаще двух раз в сутки, а сама цель в эти моменты может занимать самые различные положения иа орбите, то удобные условия для сближения на участке выведения повторяются сравнительно редко. От этого недостатка свободен способ сближения с орбиты ожидания, плоскость которой может пересекаться с плоскостью орбиты цели или совпадать с ней. Последний случай является наиболее выгодным как с точки зрения простоты управления, так и с точки зрения экономичности.

Важной особенностью маневра сближения по сравнению с маневром перехода с орбиты на орбиту является высокая точность проведения сближения: расстояние в момент наибольшего сближения в зависимости от поставленной задачи не должно превышать нескольких десятков метров, а в отдельных случаях должно быть равно нулю. Поэтому весь маневр подразделяют на две фазы: фазу дальнего и фазу ближнего наведения, а для исправления параметров орбиты предусматривается коррекция, т. е. исправление параметров движения до величин, требующихся при точном выполнении маневра.

Фаза дальнего наведения имеет задачей выведение управляемого КА в такую область пространства, где начинается вторая фаза — ближнее наведение. Последнее обычно осуществляется автоматически с помощью специальных приборов, называемых головками самонаведения, которые позволяют проводить сближение на требуемое расстояние, используя информацию об относительном движении, получаемую с помощью радиолокационных, инфракрасных и других средств слежения. Применение средств самонаведения расширяет область пространства, в которую должен попасть управляемый КА в конце фазы даль-

него наведения, что позволяет снизить требования к точности работы бортовой системы управления до величин, соответствующих возможностям современных приборов.

В настоящей главе под термином сближение понимается только первая фаза, т. е. рассматриваются программы управления, обеспечивающие выход управляемого КА в ту область пространства, где возможно начало работы систем самонаведения. Эти программы в общем случае не отличаются от программ управления маневром перехода с орбиты на орбиту. Основное отличие и трудность маневра сближения заключается в необходимости дополнительно синхронизировать во времени движение управляемого КА с движением цели, чтобы в конце маневра он вышел в заданную область пространства одновременно с целью.

§ 2. Сближение с орбиты ожидания

Известно, что расход топлива на маневр перехода с орбиты на орбиту зависит от выбранной траектории. Энергетически оптимальные траектории перехода отвечают только вполне определенным положениям точек начала и конца маневра перехода. При движении двух космических аппаратов по различным орбитам их взаимное положение непрерывно меняется. Поэтому при проведении маневра сближения во многих случаях выгодно начинать маневр не сразу по получении команды, а спустя некоторое время $t_{ож}$, в течение которого управляемый КА и цель займут такое взаимное положение, при котором траектория сближения будет оптимальной.

Время ожидания

$$t_{ож}=t_1-t_0,$$

где t_1 — момент начала маневра сближения (момент приложения первого импульса тяги); t_0 — момент получения команды на сближение.

Орбитой ожидания называют орбиту, на которой находится управляемый КА до начала маневра сближения. Для анализа движения управляемого КА при сближении пользуются обычно орбитальной подвижной системой координат $Цx_0y_0z_0$, связанной с целью.

Выбор оптимальной программы управления для общего случая взаимного положения цели и управляемого КА представляет собой сложную математическую задачу из-за наличия нелинейных членов в дифференциальных уравнениях относительного движения. Полное строгое решение этой задачи в настоящее время возможно лишь для конкретных заданных условий численным путем методами нелинейного программирования. Поэтому большой интерес представляют различные приближенные методы, основанные на линеаризации уравнений движения и замене центрального гравитационного поля на однородное поле ($\bar{g}_0=$ $=$const) или на поле с линейной зависимостью ускорения $\bar{g}$ от координат.

Для случая, когда цель движется по круговой орбите, линеаризованные уравнения движения в относительной системе координат приобретают достаточно простой вид с постоянными коэффициентами, что дает возможность получить аналитическое решение при задании начальных условий. Если точка конца сближения управляемого КА с целью задана центральным углом φ, отсчитываемым от начального положения цели, то в подвижной системе координат $Цx_0y_0z_0$ составляющие первого импульса

$$\left.\begin{aligned}
\Delta v_{x1} &= -v_{x1} - \frac{(-n\sin\varphi)x_1 + 2n(3\varphi\sin\varphi + 7\cos\varphi - 7)y_1}{3\varphi\sin\varphi + 8\cos\varphi - 8};\\
\Delta v_{y1} &= -v_{y1} - \frac{2n(1-\cos\varphi)x_1 + n(3\varphi\cos\varphi - 4\sin\varphi)y_1}{3\varphi\sin\varphi + 8\cos\varphi - 8};\\
\Delta v_{z1} &= -v_{z1} - nz_1\operatorname{ctg}\varphi.
\end{aligned}\right\} \quad (138)$$

Для осуществления мягкого сближения составляющие второго импульса

$$\left.\begin{aligned}
\Delta v_{x2} &= -\frac{nx_1\sin\varphi + 2ny_1(\cos\varphi - 1)}{3\varphi\sin\varphi + 8\cos\varphi - 8};\\
\Delta v_{y2} &= -\frac{2nx_1(1-\cos\varphi) + ny_1(4\sin\varphi - 3\varphi)}{3\varphi\sin\varphi + 8\cos\varphi - 8};\\
\Delta v_{z2} &= \frac{nz_1}{\sin\varphi}.
\end{aligned}\right\} \quad (139)$$

В этих формулах $n=\sqrt{\mu/a^3}$ — среднее движение цели; координаты x_1, y_1, z_1 и составляющие скорости v_{x1}, v_{y1}, v_{z1} управляемого КА определены в подвижной системе координат $Цx_0y_0z_0$.

Приведенные выражения для составляющих импульса применяются при $90° \leqslant \varphi_{доп} \leqslant 120°$. Если положение точки конца сближения не задано, можно произвести энергетическую оптимизацию траектории сближения и найти оптимальное значение $\varphi_{опт}$, соответствующее минимуму характеристической скорости. При упрощенном решении

$$\varphi_{опт} = -n \frac{r_1}{\dot{r}_1}, \qquad (140)$$

где r_1 и $\dot{r}_1$ — соответственно радиус-вектор и радиальная скорость управляемого КА в относительной системе координат $Цx_0y_0z_0$ в момент начала сближения. Оно дает удовлетворительные результаты, если $\varphi \leqslant 40°$.

§ 3. Сближение по орбите Хомана

В том случае, когда орбита ожидания и орбита цели являются круговыми и компланарными, оптимальным переходом, как известно, является переход Хомана. Однако в этом случае управляемый КА и цель должны занимать вполне определенное взаимное положение (рис. 104), которое определяется углом

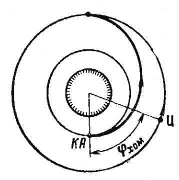


Рис. 104. Сближение по хомановской орбите: КА — космический аппарат; Ц — цель; $\varphi_{хом}$ — угол, определяющий начальное положение КА и Ц

$$\varphi_{хом} = \pi\left[1 - \left(\frac{r_{КА} + r_Ц}{2r_Ц}\right)^{3/2}\right]. \qquad (141)$$

Значения Δv_1 и Δv_2 определяются как импульсы для хомановских переходов по формулам (129) и (130) или графикам (рис. 94) для заданного отношения $r_{КА}/r_Ц$.

Если положение управляемого КА и цели не отвечает условию для хомановского перехода, то время ожидания (в долях периода обращения цели) может быть найдено по графикам (рис. 105).

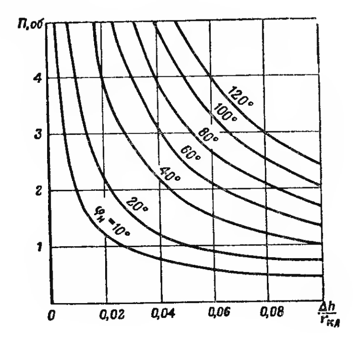


Рис. 105. Изменение времени ожидания на круговой орбите в зависимости от относительной разности высот $\Delta h/r_Ц$ и начального углового расстояния $\varphi_н$ между управляемым космическим аппаратом и целью

Относительный расход топлива на создание требуемого импульса Δv_1 или Δv_2 может быть определен по графику, приведенному на рис. 83.

Следует заметить, что если $r_{КА} = r_Ц$, а положения управляемого КА и цели не совпадают, то методика перехода по орбите Хомана не может быть использована.

Глава 9

СПУСК С ОРБИТЫ И ПОСАДКА НА ПЛАНЕТУ С АТМОСФЕРОЙ

§ 1. Элементы траектории спуска

Космический аппарат, предназначенный для спуска с орбиты на поверхность планеты, может осуществлять этот вид маневра или как единое целое, или предварительно отделив от остальной конструкции так называемый спускаемый КА. Точкой схода КА с орбиты называется точка, в которой включается тормозная двигательная установка (ТДУ) для уменьшения орбитальной скорости до требуемой для снижения. *Траекторией спуска* называется траектория, по которой движется КА с момента схода с орбиты и до момента достижения высоты, на которой возможно применение специальных средств для осуществления посадки. Вся траектория спуска подразделяется на три участка: участок торможения, движение на котором происходит под действием тяги работающей ТДУ; участок снижения с момента выключения ТДУ и до момента входа в плотные слои атмосферы; атмосферный участок движения в плотных слоях атмосферы до высоты, на которой возможно применение специальных средств для осуществления посадки. Посадка КА, снизившего скорость до допустимых величин, производится теми же методами, что и посадка обычных авиационных средств (парашютирование, планирование).

Следует заметить, что в некоторых случаях посадка, как таковая, может и не производиться, а КА может снижаться в атмосфере как пассивное тело до момента падения на поверхность Земли. В этом случае точка падения является конечной точкой атмосферного участка.

При баллистических расчетах траекторий спуска обычно принимают, что атмосфера Земли простирается до 80—90 *км*, а гравитационное поле — центральное.

Точка пересечения траектории спуска с верхней границей атмосферы называется точкой входа. Параметры движения КА, относящиеся к этому моменту, называются параметрами входа.

Основная специфика движения КА связана с атмосферным участком, на котором из-за аэродинамического сопротивления возникают значительные механические перегрузки конструкции КА и сильный нагрев поверхности его оболочки. При снижении в атмосфере с неработающим двигателем перегрузка $n_п = -\frac{R}{mg_0}$, т. е. определяется величиной и направлением полной аэродинамической силы R.

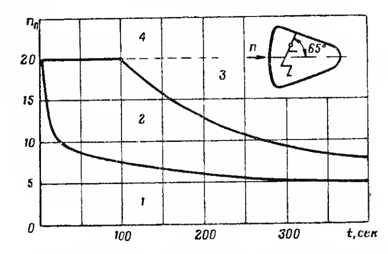


Рис. 106. Области допустимых перегрузок $n_п$: *1* — область, безопасная для человека; *2* — область потери зрения и плохого самочувствия; *3* — область возможных повреждений человеческого организма; *4* — область разрушающих перегрузок

Для конструкции и механизмов КА ограничивающее влияние перегрузки можно характеризовать допустимой величиной перегрузки независимо от времени ее действия. Для человека следует учитывать не только величину перегрузки, но и время ее действия (рис. 106).

Энергия, рассеиваемая при снижении КА в атмосфере, в конечном счете превращается в тепло. Влияние нагревания на конструкцию КА принято оценивать величиной теплопотока $q_т$ (количеством тепла, подводимого за единицу времени к единице поверхности обшивки КА), или полным количеством подведенного тепла $Q_т$.

§ 2. Системы координат и уравнения движения КА на отдельных участках траектории спуска

Движение КА рассматривается в абсолютной геоцентрической системе координат, связанной с точкой схода с орбиты P_1, в так называемой системе координат спуска

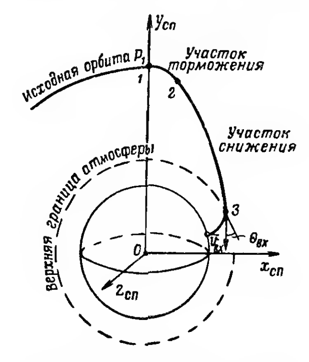


Рис. 107. Траектория спуска с орбиты: $v_{вх}$ — вектор скорости входа; $\Theta_{вх}$ — угол входа КА; *1* — точка схода с орбиты; *2* — момент выключения ТРУ; *3* — точки входа в атмосферу

$Ox_{сп}y_{сп}z_{сп}$ (рис. 107). Ось $Oy_{сп}$ направлена из центра Земли в точку P_1, ось $Ox_{сп}$ располагается в плоскости исходной орбиты и направлена в сторону движения, ось $Oz_{сп}$ дополняет систему до правой.

Движение КА на участке торможения описывается следующими дифференциальными уравнениями:

$$\left.\begin{aligned} \dot v_x &= \frac{P}{m}\cos\alpha\cos\beta - \frac{\mu}{r^3}x_{сп}; \quad \dot x_{сп} = v_x; \\ \dot v_y &= \frac{P}{m}\sin\alpha\cos\beta - \frac{\mu}{r^3}y_{сп}; \quad \dot y_{сп} = v_y; \quad \Delta\dot v = \frac{P}{m}; \\ \dot v_z &= \frac{P}{m}\sin\beta - \frac{\mu}{r^3}z_{сп}; \quad \dot z_{сп} = v_z, \end{aligned}\right\} \quad (142)$$

где $m = m_0 - \int_0^t |\dot m|\,dt$ — закон изменения во времени массы КА; $P = U_e|\dot m|$ — тяга тормозного двигателя; α и β — углы ориентации вектора тяги, создающего импульс скорости Δv (см. рис. 90); $\dot m$ — массовый расход топлива.

Если ТДУ выключается по сигналу от интегратора продольных ускорений по достижении заранее заданной величины псевдоскорости $|\Delta v_{зад}|$, то интегрирование системы (142) производится до тех пор, пока не выполнится равенство

$$|\Delta v_{зад}| = \int_0^t \frac{P}{m}\,dt.$$

Начальными условиями для интегрирования системы являются параметры движения в точке схода с орбиты:

$$\left.\begin{aligned} v_{x1} &= v_1\cos\Theta_1; \quad x_1 = 0; \\ v_{y1} &= v_1\sin\Theta_1; \quad y_1 = r_1; \\ v_{z1} &= 0; \quad z_1 = 0. \end{aligned}\right\} \quad (143)$$

Движение КА на участке снижения может быть описано теми же уравнениями (142), в которых члены, учитывающие тягу P, опущены. Поскольку движение на этом участке происходит под действием только центральной силы притяжения Земли, то для расчета траектории участка снижения можно воспользоваться конечными формулами плоского эллиптического движения (см. часть II, гл. 3).

Движение КА на атмосферном участке при условии, что атмосфера полностью участвует в суточ-

ном вращении Земли, описывается системой дифференциальных уравнений

$$\left.\begin{aligned}\dot v_x &= \dot w_x - \frac{\mu}{r^3}x_{\text{сп}}; & \dot x_{\text{сп}} &= v_x;\\ \dot v_y &= \dot w_y - \frac{\mu}{r^3}y_{\text{сп}}; & \dot y_{\text{сп}} &= v_y;\\ \dot v_z &= \dot w_z - \frac{\mu}{r^3}z_{\text{сп}}; & \dot z_{\text{сп}} &= v_z,\end{aligned}\right\} \qquad (144)$$

где составляющие ускорения КА от аэродинамических сил

$$\dot w_x = \dot w\frac{W_x}{W}; \quad \dot w_y = -\dot w\frac{W_y}{W}; \quad \dot w_z = -\dot w\frac{W_z}{W}.$$

Скорость КА относительно воздуха

$$W = \sqrt{W_x^2 + W_y^2 + W_z^2}. \qquad (145)$$

Составляющие этой скорости КА определяются с помощью матриц

$$\begin{Vmatrix} W_x \\ W_y \\ W_z \end{Vmatrix} = \begin{Vmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{Vmatrix} - \begin{Vmatrix} 0 & -\Omega_{ez} & \Omega_{ey} \\ \Omega_{ez} & 0 & -\Omega_{ex} \\ -\Omega_{ey} & \Omega_{ex} & 0 \end{Vmatrix} \cdot \begin{Vmatrix} x_{\text{сп}} \\ y_{\text{сп}} \\ z_{\text{сп}} \end{Vmatrix} \qquad (146)$$

Составляющие Ω_{ex}, Ω_{ey}, Ω_{ez} угловой скорости вращения Земли по осям системы координат спуска могут быть определены с помощью известной матрицы перехода от абсолютной геоцентрической системы к системе координат спуска из соотношения:

$$\begin{Vmatrix} \Omega_{ex} \\ \Omega_{ey} \\ \Omega_{ez} \end{Vmatrix} = \| A^{\text{сп г. а}} \| \cdot \begin{Vmatrix} 0 \\ 0 \\ \Omega \end{Vmatrix}$$

Ускорение $\dot w$ определяется как результат воздействия равнодействующей силы лобового сопротивления Q, подъемной Y и боковой Z силы, т. е.

$$\dot w = \frac{\sqrt{Q^2 + Y^2 + Z^2}}{m}.$$

В зависимости от наличия подъемной Y и боковой Z составляющих аэродинамической силы R, которые могут использоваться для управления полетом КА, различают **баллистический** ($c_y = c_z = 0$) и **планирующий спуск** ($c_y \neq 0$ и $c_z \neq 0$).

§ 3. Приближенные методы расчета перегрузки и теплопотока для траекторий баллистического спуска

При баллистическом спуске максимальная перегрузка

$$n_{\max} = -\frac{1}{2}\cdot\frac{\nu\Theta_{\text{вх}}}{eg}v_{\text{вх}}^2, \qquad (147)$$

где ν — коэффициент в принятом экспоненциальном законе распределения плотности по высоте $\left(\rho = \rho_0 e^{-\nu h}\right)$; e — основание натуральных логарифмов; ρ_0 — плотность воздуха на уровне моря ($\rho_0 = 1{,}393$ *кг/м³*; $\nu = 1/7170$ *м⁻¹*).

Это значение перегрузки достигается при скорости $v = 0{,}605\, v_{\text{вх}}$.

Максимальная величина теплопотока

$$\bar q_{\max} = \frac{c_q v_{\text{вх}}^3}{\sqrt{\rho_{\text{крт}}}}\sqrt{-\frac{2m\nu\Theta_{\text{вх}}}{6ec_x S_{\text{м}}}}, \qquad (148)$$

где c_q — коэффициент теплопотока, зависящий от состава атмосферы и ее строения; $\rho_{\text{крт}}$ — радиус кривизны обшивки КА в критической точке.

Это значение теплового потока достигается в момент, когда скорость $v = 0{,}847\, v_{\text{вх}}$, т. е. несколько раньше максимальной перегрузки.

Полное количество тепла, подведенного к КА за время снижения до заданной высоты, т. е.

$$Q_{\text{т}} = \frac{1}{8}\cdot c_f' S_{\text{полн}} \frac{2mv_{\text{вх}}^2}{c_x S_{\text{м}}}\left(1 - e^{\frac{c_x S_{\text{м}}}{m\nu\Theta_{\text{вх}}}\rho}\right), \qquad (149)$$

где c_f' — эквивалентный коэффициент трения обшивки; $S_{\text{полн}}$ — полная поверхность обшивки КА; ρ — плотность воздуха для заданного значения высоты $h \left(\rho = \rho_0 e^{-\nu h}\right)$.

Изменения некоторых параметров траекторий баллистического спуска на атмосферном участке приведены на графиках (рис. 108—111), которые получены на основе результатов численного интегрирования уравнений движения для скорости входа $v_{вх} = 7620$ *м/сек* и ряда значений баллистического коэффициента $c_x S_м/2\,m$.

Основное влияние на перегрузку и нагрев КА в атмосфере оказывает величина угла входа. Поэтому выбор траектории спуска связан прежде всего с выбором требуемого угла входа. Величина этого угла определяется формой и размерами исходной орбиты, положением точки схода на ней, ориентацией вектора тяги и временем работы ТДУ.

При импульсном изменении скорости для спуска с круговой орбиты радиуса r_1 угол α, определяющий ориентацию вектора Δv в плоскости исходной орбиты и соответствующий заданному $\Theta_{вх}$, может быть найден из выражения

$$\cos\alpha = -\frac{v_1}{\Delta v}\left[1 - \left(\frac{r_{вх}}{r_1}\right)^2 \cos^2\Theta_{вх}\right] \pm$$

$$\pm \frac{r_{вх}}{r_1}\sqrt{\frac{v_1^2}{\Delta v^2}\left(2\frac{r_1}{r_{вх}} + \frac{r_{вх}^2}{r_1^2}\cos\Theta_{вх} - 3\right)} \cdot \cos\Theta_{вх},$$

где $r_{вх}$ — расстояние до точки входа от центра Земли.

Угловая дальность на участке снижения

$$\Phi_{23} = \arccos\frac{\frac{r_1}{r_{вх}}\left(1 + \frac{\Delta v}{v_1}\cos\Theta_1\right)^2 - 1}{\sqrt{1 - \left(1 + \frac{\Delta v}{v_1}\cos\alpha\right)^2\left[1 - \left(\frac{\Delta v}{v_1}\right)^2 - 2\frac{\Delta v}{v_1}\cos\alpha\right]}} -$$

$$-\arccos\frac{\frac{\Delta v}{v_1}\left(2 + \frac{\Delta v}{v_1}\cos\alpha\right)\cos\alpha}{\sqrt{1 - \left(1 + \frac{\Delta v}{v_1}\cos\alpha\right)^2\left[1 - \left(\frac{\Delta v}{v_1}\right)^2 - 2\frac{\Delta v}{v_1}\cos\alpha\right]}}. \quad (150)$$

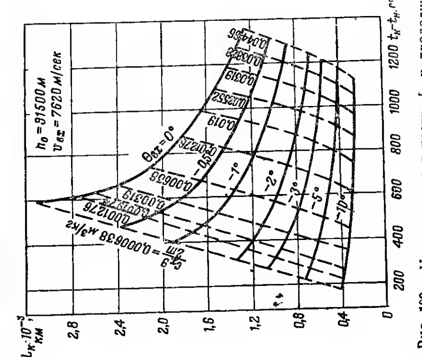


Рис. 109. Изменение дальности $L_к$ и продолжительности $(t_к - t_н)$ баллистического спуска в зависимости от угла входа $\Theta_{вх}$ в атмосферу и баллистического коэффициента $c_x S_м/2m$

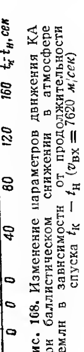


Рис. 108. Изменение параметров движения КА при баллистическом снижении в атмосфере Земли в зависимости от продолжительности спуска $t_к - t_н$ ($v_{вх} = 7620$ *м/сек*)

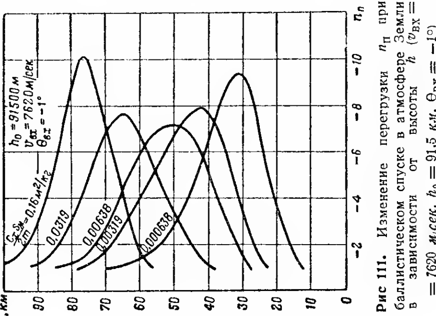


Рис 111. Изменение перегрузки $n_п$ при баллистическом спуске в атмосфере Земли в зависимости от высоты h ($v_{вх}$ = 7620 *м/сек*, h_0 = 91,5 *км*, $\Theta_{вх} = -1°$)

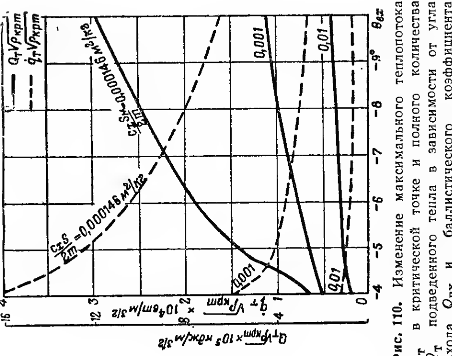


Рис. 110. Изменение максимального теплопотока $\dot{q}_т$ в критической точке и полного количества $Q_т$ подведенного тепла в зависимости от угла входа $\Theta_{вх}$ и баллистического коэффициента $c_x S_м/2m$ ($v_{вх}$ = 7620 *м/сек*)

Глава 10

СПУСК С ОРБИТЫ И ПОСАДКА НА ПЛАНЕТУ, ЛИШЕННУЮ АТМОСФЕРЫ

§ 1. Вертикальная посадка на Луну

Особенностью осуществления мягкой посадки на Луну, рассматриваемой в качестве примера «планеты», лишенной атмосферы, является необходимость полного гашения орбитальной скорости с помощью реактивного двигателя. В за-

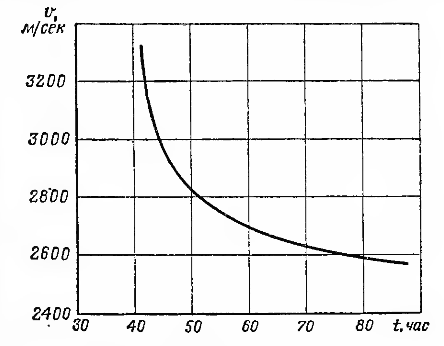


Рис. 112 Изменение скорости КА вблизи Луны в зависимости от времени перелета

висимости от вида траектории движения КА вблизи Луны различают два способа посадки: вертикальную посадку и посадку с окололунной орбиты ожидания.

При вертикальной посадке основной тормозной двигатель должен включаться на высоте h_1, равной нескольким десяткам километров. При этом орбитальная скорость КА, зависящая от выбранного времени перелета (рис. 112),

снижается до величины, обеспечивающей безопасную посадку. Для компенсации возможных ошибок эта скорость должна достигаться на определенной высоте. Окончательное гашение скорости должно производиться с помощью вспомогательных верньерных двигателей или амортизирующих устройств. Основной двигатель после окончания работы может быть сброшен.

Траектория движения при вертикальной посадке описывается уравнениями:

$$\left.\begin{aligned} h &= h_1 + \dot{h}_1 (t - t_1) - \frac{1}{2} g_Л (t - t_1)^2 + U_e \left\{ \left[\frac{m_1}{\dot{m}} - \right.\right. \\ &\left.\left. - (t - t_1) \ln \left(1 - \frac{\dot{m}}{m_1} (t - t_1) \right) \right] + (t - t_1) \right\}; \\ \dot{h} &= \dot{h}_1 - g_Л (t - t_1) + U_e \ln \left[1 - \frac{\dot{m}}{m_1} (t - t_1) \right], \end{aligned}\right\} \quad (151)$$

где h — текущая высота КА, отсчитываемая от поверхности Луны; $\dot{h}$ — текущая вертикальная скорость КА; $g_Л = \frac{\mu_Л}{r^2}$ — ускорение силы притяжения Луны; m_1 — масса КА в момент включения тормозного двигателя; $\dot{m}$ — массовый расход топлива; $\mu_Л$ — гравитационный параметр Луны ($\mu_Л = 4890$ *км³/сек²*).

§ 2. Программа управления при посадке на Луну с орбиты ожидания

При посадке с круговой орбиты ожидания программа управления складывается из одноимпульсной программы перехода на орбиту снижения и непрерывной программы торможения. Так как периселений орбиты снижения должен находиться вблизи точки прилунения и высота его задана, то минимальный импульс будет соответствовать хомановскому переходу, а точка приложения первого импульса должна быть диаметрально противоположной требуемой точке прилунения. Величина первого тормозного импульса, отнесенная к местной круговой скорости

$$\frac{\Delta v_1}{v_{крI}} = 1 - \sqrt{1 - \frac{\Delta h / r_I}{2 - \Delta h / r_I}}, \qquad (152)$$

где $v_{крI} = \sqrt{\mu_Л / r_I}$ — круговая скорость на окололунной орбите радиуса r_I; Δh — разность высот круговой орбиты ожидания и периселения орбиты снижения.

Для малых отношений $\Delta h / r_I$ можно приближенно считать, что

$$\Delta v_1 \approx 0{,}25 (\Delta h / r_I) v_{крI}.$$

После подачи первого импульса КА движется по эллиптической орбите снижения до начала участка торможения. На этом участке необходимо выбрать оптимальную программу управления направлением вектора тяги тормозного двигателя. Это достигается изменением угла тангажа θ в соответствии с соотношениями

$$\sin\theta = \frac{\chi_1 - \chi_2 t}{\sqrt{1 + (\chi_1 + \chi_2 t)^2}}; \quad \cos\theta = \frac{1}{\sqrt{1 + (\chi_1 + \chi_2 t)^2}}, \quad (153)$$

где χ_1, χ_2 — некоторые коэффициенты, которые могут быть найдены из уравнений:

$$v_2 + \int_{t_2}^{t_3} \frac{U_e \dot{m}/m}{(1 - t\dot{m}/m)} \cdot \frac{1}{\sqrt{1 + (\chi_1 - \chi_2 t)^2}}\, dt = 0; \quad (154)$$

$$h_2 - \frac{g_Л}{2} (t_3 - t_2)^2 +$$
$$+ \int_{t_2}^{t_3} dt \int_{t_2}^{t_3} \frac{U_e \dot{m}/m}{(1 - t\dot{m}/m)} \cdot \frac{(\chi_1 - \chi_2 t)}{\sqrt{1 + (\chi_1 - \chi_2 t)^2}}\, dt - \dot{g}_Л (t_3 - t_2) +$$
$$+ \int_{t_2}^{t_3} \frac{U_e \dot{m}/m}{(1 - t\dot{m}/m)} \cdot \frac{(\chi_1 - \chi_2 t)}{\sqrt{1 + (\chi_1 - \chi_2 t)^2}}\, dt = 0. \quad (155)$$

Пределы интегрирования t_2 и t_3 соответствуют моменту включения тормозного двигателя и моменту прилунения.

РАЗДЕЛ IV

ДВИЖЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ОТНОСИТЕЛЬНО ЦЕНТРА МАСС

Глава 11

СИСТЕМА МОМЕНТОВ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ

§ 1. Классификация и характеристики моментов

Космический аппарат, совершая движения по орбите, одновременно движется относительно центра масс. Это движение определяется начальными условиями и моментами, действующими на КА. Величины этих моментов зависят от конструктивных особенностей аппарата, а также параметров орбиты, по которой аппарат движется. Ниже рассмотрены главные из этих моментов.

1. Гравитационный момент возникает при движении в околоземном пространстве аппарата с различными главными центральными моментами инерции. Причиной его возникновения является наличие градиента поля земного притяжения. Физическую сущность этого момента можно объяснить на примере гантелеобразного КА, состоящего из двух одинаковых масс m_1 и m_2, соединенных жестким невесомым стержнем (рис. 113). Пусть КА расположен относительно центра притяжения таким образом, что его массы находятся на расстояниях от этого центра r_1 и r_2. На каждую из масс действует сила притяжения соответственно

$$\bar{G}_1 = -\frac{\mu}{r_1^2}\bar{r}_1^{\circ} m_1; \quad \bar{G}_2 = -\frac{\mu}{r_2^2}\bar{r}_2^{\circ} m_2.$$

При этом оказывается, что линия действия равнодействующей не проходит через центр массы аппарата P, а пересекается со стержнем, соединяющим массы, в точке P'. Относительно центра масс создается момент, стремящийся вращать гантелеобразный аппарат в направлении уменьшения угла α между радиусом-вектором центра масс и стержнем, соединяющим массы.

При иной конфигурации аппарата возникающий гравитационный момент будет вращать аппарат в направлении совмещения главной центральной оси, относительно которой момент инерции минимален, с радиусом-вектором центра массы. Две другие оси при этом поворачиваются таким образом, чтобы ось, относительно которой момент инерции максимален, располагалась перпендикулярно к плоскости орбиты. В этом выражается эффект градиента центробежных сил (возрастание центробежных сил при удалении от оси вращения).

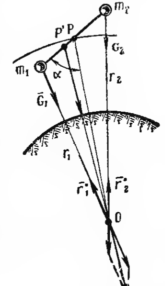


Рис. 113. Действие гравитационного момента на гантелеобразный КА: P — центр масс КА; P' — точка приложения равнодействующей сил притяжения $\bar{G}_1$ и $\bar{G}_2$; m_1 и m_2 — массы тел

2. Аэродинамический момент появляется в результате взаимодействия аппарата со средой, в которой происходит движение. Величина этого момента пропорциональна плотности среды и поэтому убывает с высотой. Можно считать, что при орбитальных скоростях КА этот момент является ощутимым до высот 300—400 *км*. При прочих равных условиях он тем больше, чем дальше центр давления от центра масс аппарата. При этом под центром давления понимается точка приложения равнодействующей всех сил давления воздуха на поверхность аппарата. Указанное расстояние зависит от формы аппарата и распределения масс в нем. Иногда для увеличения этого расстояния используются аэродинамические щитки или аэродинамический парус.

Аэродинамический момент стремится вращать аппарат так, чтобы вектор, проведенный из центра давления в

центр масс аппарата, совпал с вектором скорости движения центра массс (рис. 114). При этом может оказаться, что направления вращения от действия гравитационного и аэродинамического моментов окажутся противоположными. В этом случае возможно такое положение аппарата, при котором моменты будут равны, но направлены в противоположные стороны *(косое равновесие)*.



Рис. 114. Действие аэродинамического момента: ц. м. и ц. д. — центры масс и давления

3. Магнитный момент. Движущийся по орбите КА обладает собственным магнитным полем. Это поле образуется от электрических цепей, имеющихся на борту аппарата, от магнитных элементов приборов, от токов Фуко, наводимых в металлической оболочке аппарата при движении в магнитном поле Земли.

Магнитное поле КА, взаимодействуя с магнитным полем Земли, создает вращающий момент (рис. 115), стремящийся ориентировать магнитный диполь аппарата по силовым линиям магнитного поля Земли *(компас-эффект)*. Из рисунка видно, что аппарат на круговой полярной орбите, последовательно занимающий положения, при которых его магнитный диполь согласуется с местным направлением силовых линий Земли, под действием магнитного момента делает один полный оборот на протяжении полувитка орбиты.

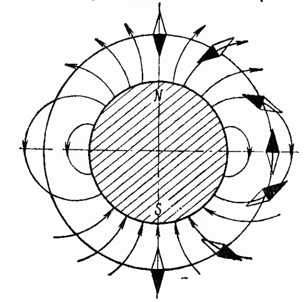


Рис. 115. Действие магнитного поля Земли на магнитный диполь аппарата *(компас-эффект)*

На борту КА можно создать устройство (рис. 116), магнитный диполь которого будет по определенной программе разворачиваться по отношению к корпусу. При этом, если диполь следует линиям магнитного поля Земли, корпус будет ориентироваться относительно Земли по закону, предусмотренному программой. В этом устройстве по осям системы координат, жестко связанной с корпусом аппарата, установлены магнитометры *М*, которые измеряют составляющие напряженности магнитного поля. Их показания поступают в счетно-решающее устройство, командующее распределением токов в соленоидах *С*; в результате создается диполь, не жестко связанный с корпусом аппарата, а вращающийся относительно корпуса по определенной программе.

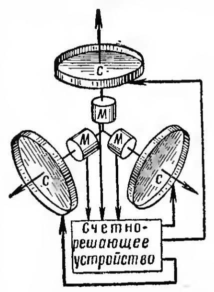


Рис. 116. Схема устройства для программного разворота магнитного диполя: *М* — магнитометры; *С* — соленоиды

4. Момент от сил светового давления. Световой поток, падая на поверхность аппарата, оказывает на нее давление. Экспериментально существование светового давления было доказано П. Н. Лебедевым в 1900 г. Равнодействующая сил давления может не проходить через центр массы аппарата, и тогда создается относительно центра масс вращающий момент, стремящийся повернуть аппарат так, чтобы линия действия силы светового давления проходила через центр масс аппарата.

Величина силы и момента светового давления зависит от размеров и формы аппарата, характера поверхности и

расстояния рассматриваемого участка орбиты от Солнца. Для усиления вращательного момента может быть использован солнечный парус, например, в виде зонта (рис. 117). Световой поток, падая на поверхность паруса, создает относительно центра массы вращающий момент, стремящийся совместить направление оси зонта с направлением потока.

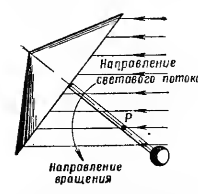


Рис. 117. Действие сил светового давления на солнечный парус зонтичного типа: P — центр масс КА

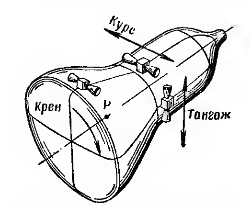


Рис. 118. Действие моментов от струйных двигателей: P — центр масс КА

Давление света на зачерненную и зеркальную поверхность аппарата различно и по модулю, и по направлению. Аппарат сферической формы, у которого одна полусфера зеркальная, а другая зачернена, испытывает вращающий момент, стремящийся повернуть зеркальную полусферу на освещенную сторону.

5. Моменты от струйных двигателей. Вращающие моменты могут создаваться и за счет специальных бортовых систем. Сюда относятся моменты от струйных двигателей и моменты от маховиков. В этом случае на борту необходимы запасы энергии. Сжатый газ или продукты сгорания топлива выпускаются через специальные сопла (рис. 118). Возникающие при этом реактивные силы создают относительно центра массы аппарата вращающие моменты по тангажу, рысканию и крену.

6. Моменты от маховиков. Пусть на борту аппарата имеется маховик (рис. 119), вращающийся с угловым ускорением. Тогда вследствие реактивного эффекта к корпусу аппарата будет приложен момент, стремящийся вращать аппарат в направлении, противоположном направлению углового ускорения маховика. Моменты можно создавать по трем каналам управления, но при этом должно быть использовано три маховика. При длительном получении ускорений одного знака маховик вращается с максимально возможной для него скоростью. В дальнейшем ускорения, а следовательно, и моменты данного знака на корпусе получить невозможно. В этом случае говорят, что система пришла в состояние насыщения и для дальнейшего использования должно быть произведено торможение вращения маховиков.

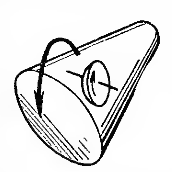


Рис. 119. Действие момента от маховика, вращающегося с угловым ускорением

§ 2. Формулы для расчета величин моментов

Гравитационный момент. В проекциях на оси связанной системы координат составляющие этого момента

$$\left.\begin{aligned} M_{x_1} &= \frac{3\mu}{r_0^3}(C-B)\gamma'\gamma''; \\ M_{y_1} &= \frac{3\mu}{r_0^3}(A-C)\gamma''\gamma; \\ M_{z_1} &= \frac{3\mu}{r_0^3}(B-A)\gamma\gamma', \end{aligned}\right\} \qquad (156)$$

где r_0 — радиус текущего положения аппарата, проведенный из центра притяжения; A, B и C — главные центральные моменты инерции аппарата соответственно относительно осей P_{x_1}, P_{y_1}, P_{z_1} связанной системы координат с началом в центре масс; γ, γ', γ'' — направляющие косинусы, определяемые как элементы матрицы перехода от связанной к подвижной орбитальной системе координат $Px_0y_0z_0$:

$$\| A^{oc} \| = \begin{Vmatrix} \alpha & \alpha' & \alpha'' \\ \beta & \beta' & \beta'' \\ \gamma & \gamma' & \gamma'' \end{Vmatrix}$$

Аэродинамический момент. В проекции на оси связанной системы координат составляющие этого момента

$$\left.\begin{aligned} L_{x_1} &= -\frac{\rho v}{2} c_x (v_x\alpha + v_y\beta + v_z\gamma); \\ L_{y_1} &= -\frac{\rho v}{2} c_x (v_x\alpha' + v_y\beta' + v_z\gamma'); \\ L_{z_1} &= 0. \end{aligned}\right\} \qquad (157)$$

При этом предполагается, что аппарат симметричен относительно оси Pz_1.

Приближенно массовая плотность воздуха

$$\rho = e^{-17{,}96-0{,}019\sqrt{h-103\,000}},$$

где h — высота аппарата над уровнем моря.

Плотность воздуха в зависимости от высоты можно определить также по табл. 25—29.

Скорость W движения КА относительно вращающегося вместе с Землей воздуха определяется по ее составляющим по осям подвижной орбитальной системы координат:

$$\left.\begin{aligned} W_{x_0} &= \sqrt{\frac{\mu}{p}} (1 - e\cos\vartheta) - \Omega_e r\cos i; \\ W_{y_0} &= \Omega_e r\cos u\sin i; \\ W_{z_0} &= \sqrt{\frac{\mu}{p}}\, e\sin\vartheta, \end{aligned}\right\} \qquad (158)$$

где p, ϑ, e, r, u, i — параметры орбиты; μ, Ω_e — гравитационный параметр и угловая скорость вращения Земли.

Момент от действия магнитного поля

$$\overline{M}_м = \overline{J}_м \times \overline{B}_e, \qquad (159)$$

где $\overline{J}_м$ — магнитный момент тела; $\overline{B}_e$ — вектор индукции магнитного поля Земли в точке, отвечающей текущему положению аппарата. Магнитный момент тела

$$\overline{J}_м = \frac{1}{2c}\int\limits_W (\bar{r}_э \times \bar{j})\, dW_{КА},$$

где j — плотность тока в данном элементе массы КА; $\bar{r}_э$ — радиус-вектор данного элемента КА; c — скорость света; $W_{КА}$ — объем КА.

Если магнитный момент создается плоским соленоидом, то

$$\overline{J}_м = I_c S_c N \bar{l}^\circ,$$

где I_c — сила тока в соленоиде; S_c и N — площадь поперечного сечения и число витков соленоида; $\bar{l}^\circ$ — единичный вектор по оси соленоида.

Приближенно магнитная индукция Земли

$$\overline{B}_e = \nu J_e \left[\bar{k}^\circ - 3\left(\bar{k}^\circ \bar{l}_r^\circ\right)\bar{l}_r^\circ\right] \cdot \frac{1}{r^3},$$

где ν — магнитная проницаемость околоземного пространства; $J_e = 8 \cdot 10^{25}$ $э \cdot см^3$ — абсолютная величина вектора магнитного момента Земли; $\bar{k}^\circ$ — единичный вектор, направленный по оси земного диполя в сторону северного полюса по линии, соединяющей магнитные полюса Земли; $\bar{l}_r^\circ$ — единичный вектор, направленный по радиусу-вектору r точки, в которой определяется напряженность поля.

Чтобы получить проекции векторного произведения $\overline{M}_м = \overline{J}_м \times \overline{B}_e$ на оси связанной системы координат, необходимо знать ориентацию векторов $\overline{J}_м$ и $\overline{B}_e$ относительно этих осей.

Момент от давления света. Для абсолютно черного тела

$$\overline{M}_{\text{св. ч}} = p_0 \bar{\tau} \times \int\limits_{S_*} \bar{r}' (\bar{\tau} \bar{n})\, dS_*; \tag{160}$$

для идеально зеркального тела

$$\overline{M}_{\text{св. з}} = 2p_0 \int\limits_{S_*} \bar{n} \times \bar{r}' (\bar{\tau} \bar{n})^2\, dS_*; \tag{161}$$

в общем случае

$$\overline{M}_{\text{св}} = (1 - \xi)\, \overline{M}_{\text{св. з}} + \xi \overline{M}_{\text{св. ч}}, \tag{162}$$

где p_0 — удельное давление света на абсолютно черную поверхность $[p_0 = (\Phi_0/c)(r_e/r)^2 = 4{,}12 \cdot 10^8 (r_e/r)^2$ *г/см*; $\Phi_0 = 1{,}39 \cdot 10^6$ *эрг/(см² · сек)* — удельный световой поток на расстоянии от Солнца, равном радиусу орбиты Земли r_e; r — гелиоцентрический радиус аппарата]; S_* — поверхность аппарата, облучаемая Солнцем; $\bar{r}'$ — радиус-вектор точки, в которой рассматривается элементарный поток; $\bar{\tau}$ и $\bar{n}$ — единичные векторы в направлении, противоположном потоку, и в направлении нормали к площадке (рис. 120); ξ — отношение количества движения потока, отраженного от элемента поверхности тела, к количеству движения, падающего на этот элемент.

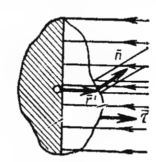


Рис. 120 Схема для расчета момента сил светового давления: $\bar{n}$, $\bar{\tau}$ — единичные векторы; $\bar{r}'$ — радиус-вектор точки, в которой рассматривается элементарный поток

Момент от струйных двигателей по любому из каналов

$$\overline{M}_{\text{дв}} = P_\Sigma l \bar{n}^\circ, \tag{163}$$

где P_Σ — суммарная тяга двигателя по данному каналу; l — расстояние от оси вращения по данному каналу до линии действия суммарной тяги; $\bar{n}^\circ$ — единичный вектор, указывающий направление момента (рис. 121).

На рис. 122 приведены области изменения различных моментов в зависимости от высоты полета КА, его формы, распределения моментов инерции, наличия специальных устройств (аэродинамические и световые стабилизаторы). Из рисунка видно, что на малых высотах величина аэродинамических моментов значительно больше, чем на больших.

Струйные двигатели для создания моментов имеют тягу около 0,5 *кГ* на сопло для двигателей точной ориентации и до 20 *кГ* на сопло для двигателей предварительной ориентации. Для определения моментов следует учитывать, что в их создании участвуют два сопла, расстояние которых от оси вращения известно.

§ 3. Общие уравнения движения КА около центра масс

В проекциях на оси связанной системы координат движение КА около центра массы описывается уравнениями:

$$\left.\begin{aligned} A\dot{p} + (C - B)\, rq &= \sum_{i=1}^{n} M_{xi}; \\ B\dot{q} + (A - C)\, rp &= \sum_{i=1}^{n} M_{yi}; \\ C\dot{r} + (B - A)\, rq &= \sum_{i=1}^{n} M_{zi}, \end{aligned}\right\} \tag{164}$$

где p, q, r — проекции угловой скорости вращения аппарата на оси связанной системы координат.

Для аппаратов, симметричных относительно оси, главные моменты инерции A и B относительно осей P_{x_1} и P_{y_1} равны.

Проекции моментов на оси связанной системы координ-

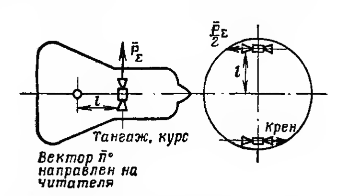


Рис. 121. Для расчета момента от струйных двигателей:
$\bar{P}_\Sigma$ — суммарная тяга сопел двигателя;
l — расстояние от оси вращения (ц. м.) до линии действия силы тяги

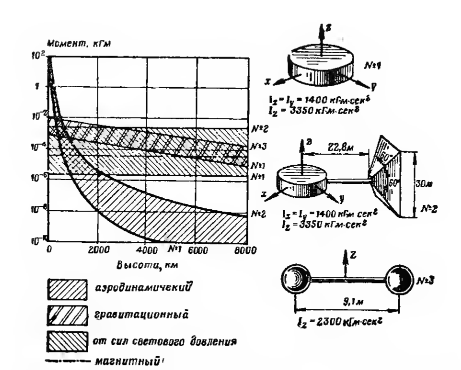


Рис. 122. Величины различных моментов в зависимости от высоты полета. Величина магнитного момента дана для КА типа № 1 диаметром 1 *м* с соленоидом такого же диаметра; соленоид имеет 1000 витков общим сопротивлением 1 *ом* и расходует 1 *мвт*

иат записываются через направляющие косинусы углов, ориентирующих связанную систему координат относительно орбитальной. Следовательно, в приведенной системе уравнений, кроме угловых скоростей p, q и r, неизвестными будут также направляющие косинусы α, α', α'', β, β', β'', γ, γ', γ'' и система станет незамкнутой. Для замыкания системы к ней могут быть добавлены кинематические соотношения Пуассона:

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{d\alpha}{dt} = r\alpha' - q\alpha'' - \omega\gamma; \quad \frac{d\beta}{dt} = r\beta' - q\beta'';\\
&\frac{d\gamma}{dt} = r\gamma' - q\gamma'' + \omega\alpha;\\
&\frac{d\alpha'}{dt} = p\alpha'' - r\alpha - \omega\gamma'; \quad \frac{d\beta'}{dt} = p\beta'' - r\beta;\\
&\frac{d\gamma'}{dt} = p\gamma'' - r\gamma + \omega\alpha;\\
&\frac{d\alpha''}{dt} = q\alpha - p\alpha' - \omega\gamma''; \quad \frac{d\beta''}{dt} = q\beta - p\beta';\\
&\frac{d\gamma''}{dt} = q\gamma - p\gamma' + \omega\alpha'';
\end{aligned}\right\} \quad (165)$$

где ω — угловая скорость движения центра масс КА.

В качестве контрольных формул при интегрировании уравнений движения могут быть использованы дополнительные соотношения, отражающие свойства матрицы направляющих косинусов:

$$\left.\begin{aligned}
&\alpha^2 + (\alpha')^2 + (\alpha'')^2 = 1; \quad \alpha^2 + \beta^2 + \gamma^2 = 1;\\
&\beta^2 + (\beta')^2 + (\beta'')^2 = 1; \quad (\alpha')^2 + (\beta')^2 + (\gamma')^2 = 1;\\
&\gamma^2 + (\gamma')^2 + (\gamma'')^2 = 1; \quad (\alpha'')^2 + (\beta'')^2 + (\gamma'')^2 = 1.
\end{aligned}\right\} \quad (166)$$

Для перехода от направляющих косинусов к углам тангажа θ_I, курса ϕ_I и крена γ_I используются следующие зависимости:

$$\left.\begin{aligned}
&\alpha = \cos\theta_1\cos\gamma_1 + \sin\theta_1\sin\psi_1\sin\gamma_1;\ \beta = \cos\psi_1\sin\gamma_1;\\
&\gamma = -\sin\theta_1\cos\gamma_1 + \cos\theta_1\sin\psi_1\sin\gamma_1;\\
&\alpha' = -\cos\theta_1\sin\gamma_1 + \sin\theta_1\sin\psi_1\cos\gamma_1;\ \beta' = \cos\psi_1\cos\gamma_1;\\
&\gamma' = \sin\theta_1\sin\gamma_1 + \cos\theta_1\sin\psi_1\cos\gamma_1;\\
&\alpha'' = \sin\theta_1\cos\psi_1;\qquad \beta'' = -\sin\psi_1;\\
&\gamma'' = \cos\theta_1\cos\psi_1.
\end{aligned}\right\} \quad (167)$$

Зная величины направляющих косинусов в каждый момент времени, можно определить углы:

$$\psi_1 = \arcsin(-\beta'');\quad \gamma_1 = \operatorname{arctg}(\beta/\beta');\quad \theta_1 = \operatorname{arctg}(\alpha''/\gamma'').$$

Эти углы необходимо брать в таких четвертях, чтобы удовлетворялись равенства (166).

ЧАСТЬ ТРЕТЬЯ
КОСМИЧЕСКИЕ ОБЪЕКТЫ И СИСТЕМЫ

ОСНОВНЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Космические объекты — это технические устройства или тела, выведенные в космическое пространство со скоростью движения, в какой-либо момент времени равной первой космической скорости или большей ее.

Космический аппарат (КА) — космический объект, имеющий функционирующую аппаратуру для выполнения или обеспечения выполнения определенных задач.

Пассивное космическое тело — космический объект, представляющий собой твердое вещество (иглы, стержни и т. п.), а также нефункционирующий космический аппарат, его части, ступени ракет-носителей и т. п.

Искусственный спутник Земли (ИСЗ) — космический аппарат, обращающийся по орбите вокруг Земли.

Автоматический космический аппарат — беспилотный космический аппарат.

Космический корабль — пилотируемый КА, управляемый по телекомандам или пилотом (экипажем).

Межпланетная станция — космический аппарат, обеспечивающий полет к планетам солнечной системы или к Луне.

Автоматическая межпланетная станция — беспилотная межпланетная станция.

Межпланетный космический корабль — пилотируемая межпланетная станция.

Орбитальная космическая станция — космический аппарат, имеющий устройства для сборки, монтажа агрегатов, узлов и старта объектов в космосе.

Космическая система — совокупность однотипных космических аппаратов.

Космическая база — искусственные сооружения, создаваемые человеком на планетах солнечной системы или Луне.

Космический комплекс — совокупность ракеты-носителя космических объектов, оборудования, устройств, приборов, сооружений, предназначенных для запуска космических объектов, управления ими в полете, получения и обработки информации.

Космический измерительный комплекс — комплекс радиотехнических средств измерения, управления, связи, службы времени. Он состоит из сети измерительных пунктов, координационно-вычислительного центра и командного пункта.

Стартовый космический комплекс — сооружения и оборудование, предназначенные для подготовки и запуска космических объектов.

КЛАССИФИКАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В основу классификации положены различные признаки космических аппаратов, характеризующие их назначение, конструктивные особенности, способ управления и т. п. КА различают по следующим основным признакам.

1. По назначению: научно-исследовательские, экспериментальные, народно-хозяйственные, специальные.

К последним относятся связные, навигационные, геодезические, метеорологические и прочие КА.

2. По виду связи с наземной базой: без связи, с односторонней связью на КА (прием команд с базы), с односторонней связью от КА (передача информации на базу), с двухсторонней связью (прием и передача информации).

3. По возможности возвращения на Землю: невозвращаемые, возвращаемые, частично возвращаемые (капсулы).

4. По наличию экипажа: без экипажа, с экипажем.

5. По характеру движения в космосе: орбитального движения (по законам движения небесных тел без корректировки движения), неорбитального движения (с однократной и многократной корректировкой орбиты движения).

6. По наличию двигателей, величине тяги двигателей и времени работы двигателей: без двигателей, с двигателями малых тяг (удельный вес двигательной установки — ДУ, т. е. отношение веса ДУ к его тяге, более 100), с двигателями средних тяг (удельный вес ДУ от 0,1 до 100), с двигателями больших тяг (удельный вес ДУ менее 0,1).

Время работы ДУ может быть неограниченным, ограничено одним импульсом тяги или запасом рабочего тела.

7. По весу: легкие — до 300 *кг*, средние — до 2000 *кг*, тяжелые — до 7000 *кг*, сверхтяжелые — более 7000 *кг*.

8. По наличию систем ориентации: неориентируемые, ориентируемые.

РАЗДЕЛ I

СИСТЕМЫ И КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Глава 1

СИСТЕМЫ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ

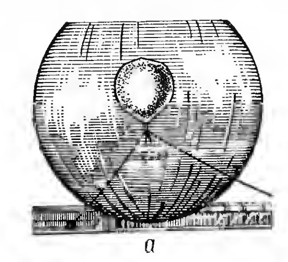
§ 1. Спутники связи

Спутники связи классифицируются: по способу работы (активные, пассивные и полупассивные), типу орбиты, виду линий связи и их количеству.

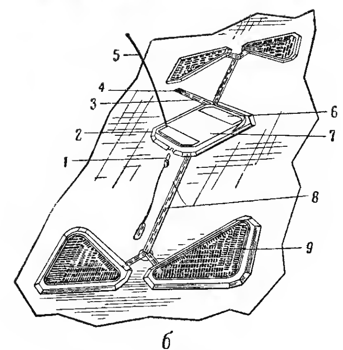
Активные ИСЗ используют бортовые приемники и передатчики, работающие на различных частотах, которые принимают сигналы наземной станции, усиливают их, осуществляют преобразование частоты и ретрансляцию на другую наземную станцию. Известно две разновидности передачи принятой информации с борта активных ИСЗ: непосредственная передача информации без запоминания и передача с задержкой запоминаемой на борту принятой информации.

Пассивные ИСЗ — простые отражатели излучаемых наземными станциями сигналов (без усиления и преобразования их). Известны три вида пассивных ИСЗ связи: сферические отражатели; отражатели в виде облаков или глобальных поясов из металлических диполей, рассеянных на определенных высотах; плоские или линзообразные отражатели.

Практические эксперименты со сферическими пассивными ИСЗ связи «Эхо-1» и «Эхо-2» (рис. 123) проводились в США. Диаметр сферы «Эхо-2» достигал 41 *м*, вес 243 *кг*.



а



б

Рис. 123. Пассивный ИСЗ связи «Эхо-2» (США):

а — общий вид ИСЗ «Эхо-2» во время наземных испытаний оболочки; *б* — размещение радиомаяка и солнечных батарей на поверхности оболочки: *1* — штыревой выключатель; *2* — клейкая лента для крепления оборудования к оболочке; *3* — кабель; *4* — датчик температуры; *5* — антенна; *6* — контейнеры с буферными аккумуляторами; *7* — радиомаяк; *8* — кабель; *9* — солнечные элементы

После запуска высота ИСЗ в апогее была 1313 *км*, в перигее 1013 *км*, наклонение орбиты к экватору около 82°.

В проектах систем связи на основе полупассивных (квазипассивных) ИСЗ связи приемная станция сама является источником излучения немодулированной несущей частоты. На борту ИСЗ несущая частота должна модулироваться сигналами, принятыми с другой (передающей) станции. Модулированный сигнал излучается обратно в направлении приемной станции. Прием и передача осуществляются с помощью антенной решетки с включенными в высокочастотный тракт модуляторами. Усилительная и передающая аппаратура на борту ИСЗ не устанавливается.

Орбитальные параметры определяют одну из наиболее важных характеристик систем ИСЗ связи — *зону взаимной видимости двух станций* (см. часть III, гл. 16), от размеров которой и требуемой продолжительности непрерывной связи в течение суток зависит количество ИСЗ в системе космической связи. Орбитальные характеристики определяются возможностями ракет-носителей (при заданной массе ИСЗ), расходами по созданию и поддержанию функционирования систем связи, радиационными условиями.

Орбитальная система ИСЗ связи, обращающихся по упорядоченным средневысотным орбитам (7000—18 000 *км*). Орбиты могут быть экваториальными, полярными и наклонными в зависимости от географического местоположения наземных станций. Взаимное расположение орбит, положение ИСЗ на орбитах и общее количество запускаемых на орбиты ИСЗ определяют на основе геометрических соотношений исходя из размеров зоны, охватываемой связью, допускаемых перерывов связи, высоты орбиты и минимально допустимого угла возвышения антенн δ_0. Для создания такой системы требуется первоначальная и периодическая корректировка орбит и взаимного положения ИСЗ на орбитах.

Указанный выше диапазон высот орбит определяется: допустимым уровнем потерь энергии на максимальных дальностях связи (борт — Земля) при практически приемлемых характеристиках бортовой и наземной приемопередающей аппаратуры (табл. 39); наилучшими условиями функционирования солнечных батарей (их нерабочее время из-за затенения Землей значительно меньше 10% в сутки); малым уровнем протонной радиации (с увеличением вы-

Таблица 39

Характеристики некоторых систем связи с помощью ИСЗ

(ориентировочные)

Наименование характеристики	Системы средневысотных ИСЗ связи: на случайных орбитах	Системы средневысотных ИСЗ связи: на упорядоченных (корректируемых) орбитах	Система синхронных ИСЗ связи
Характеристики ИСЗ			
Высота орбиты, тыс. *км*	10—11	9—11	35,9
Тип орбиты	Круговые случайные	Круговые полярные упорядоченные	Круговые экваториальные или с малым наклонением
Потребное количество ИСЗ в системе	18—24	12—18	3—4 (плюс 3—2 запасных)
Количество дуплексных телефонных каналов связи	260	1200	1000—1200
Стабилизация ИСЗ	Вращением	Гравитационная	Вращением
Корректировка параметров орбиты	Не требуется	Требуется	Требуется
Количество ИСЗ, запускаемых одной ракетой-носителем	До 8	—	2
Тип модуляции	Частотная	Частотная	Частотная
Мощность передатчика, *вт*	4—12	8—14	12—14
Частота передачи, *Мгц*	4000	4000	4000
Ширина полосы, *Мгц*	70	2×200	—
Диаграмма направленности антенны	Тороидальный луч (ширина луча 50—90°)	Конический луч 55°	Эллиптический конус
Максимальный коэффициент усиления антенны, *дб*	8,2	13,1	26

Продолжение

Наименование характеристики	Системы средневысотных ИСЗ связи: на случайных орбитах	Системы средневысотных ИСЗ связи: на упорядоченных (корректируемых) орбитах	Система синхронных ИСЗ связи
Система электроснабжения	Солнечные батареи и аккумуляторы, 7500* элементов 2×2 *см* *n—p* типа	Солнечные батареи и аккумуляторы, 9180** элементов 2×2 *см* *n—p* типа	Солнечные батареи и аккумуляторы, 12400** элементов 1×2 *см* *n—p* типа
Потребляемая мощность, *вт*	38*	43**	66***
Масса одного ИСЗ на орбите, *кг*	45—100	120	99****
Максимальный диаметр ИСЗ, *м*	1,25	1,45	1,40
Высота ИСЗ, *м*	1,00	0,90	1,10
Характеристики наземных станций			
Мощность передающей станции, *квт*	1—2		1,5
Модуляция	Частотная		С одной боковой частотой
Потребное количество следящих антенн для одной станции	2—3	—	1
Диаметр антенны, *м*	15—18		20
Частота, *Мгц*	6000	6000	6000

* При мощности передатчика 7 *вт*.
** При мощности передатчика 8 *вт*.
*** При мощности передатчика 12 *вт*.
**** После окончания работы двигателя.

соты с 6300 до 11 000 *км* уровень протонной радиации падает примерно вдвое).

Системы ИСЗ связи, обращающихся по случайным средневысотным орбитам. Взаимное расположение орбит и спутников на них после запуска не корректируется. Требуемая степень непрерывности связи определяется из вероятностных соображений (см. часть III, гл. 16).

Учитывая вероятность выхода из строя спутников, следует предусматривать необходимость периодического вывода на орбиту новых ИСЗ взамен вышедших из строя. Среднее время между запусками

$$\Delta t = -T_{КА} \ln \left[1 - \frac{N_1 \hat{P}_{зап} \hat{P}_{в}}{N} \left(1 - e^{-\frac{T_{с.б}}{T_{КА}}} \right) \right], \quad (168)$$

где $T_{КА}$ — среднее время безотказной работы КА (учитываются только случайные отказы); N_1 — количество ИСЗ, запускаемых одной ракетой-носителем; $\hat{P}_{зап}$ — вероятность успешного запуска; $\hat{P}_{в}$ — вероятность успешного вывода на орбиту и включения аппаратуры; N — среднее число функционирующих ИСЗ; $T_{с.б}$ — срок службы солнечных батарей.

Системы ИСЗ, обращающихся по эллиптическим орбитам с большим эксцентриситетом, позволяют обеспечить в течение длительного времени с помощью одного ИСЗ — ретранслятора — непрерывную связь между отдаленными пунктами. Например, советский ИСЗ связи «Молния-1» обеспечивает продолжительность сеансов связи между Москвой и Владивостоком до 9 *час* в сутки.

Системы ИСЗ, обращающихся по стационарным и синхронным орбитам. Для создания с помощью стационарных ИСЗ глобальной системы связи достаточно трех ИСЗ.

Односторонняя связь между двумя станциями может широко применяться для передачи телевизионных программ, телеграмм и т. п.

Двухсторонняя связь между двумя станциями необходима при обмене информацией.

Одновременная многосторонняя связь осуществляется между несколькими наземными станциями.

Примерный состав системы связи с использованием ИСЗ. В состав системы связи, помимо орбитальной системы спутников (любого из трех указанных выше типов), входят: приемопередающие станции со следящими антенными системами (по азимуту и углу места), программными устройствами для наведения антенн в предвычисленную точку; станция слежения за ИСЗ с вычислительными средствами для определения параметров движения ИСЗ с целью прогнозирования траектории движения (для целеуказаний приемопередающим станциям) и телеметрическая система контроля параметров бортовой аппаратуры. В состав систем с корректируемыми орбитами ИСЗ входит также командная радиолиния.

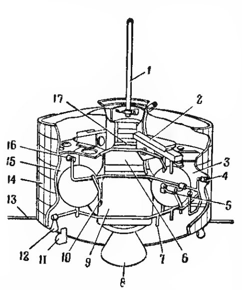


Рис. 124. ИСЗ связи «Синком» (США):
1 — коаксиальная приемная и передающая антенны; *2* — лампа бегущей волны; *3, 9, 15* — электронное оборудование; *4, 12* — сопла, работающие на сжатом азоте; *5, 16* — сопла, работающие на продуктах разложения перекиси водорода; *6* — бортовой РДТТ; *7* — предохранительный клапан на магистрали сжатого азота; *8* — сопло РДТТ; *10* — предохранительный клапан на магистрали перекиси водорода; *11* — солнечный датчик; *13* — штырь турникетной антенны; *14* — солнечные элементы; *17* — электронное оборудование антенны

В системах на основе активных ИСЗ связи могут использоваться: нестабилизированные спутники (с полностью изотропной диаграммой направленности антенны); стабилизированные вращением (ось вращения ИСЗ перпендикулярна к орбитальной плоскости) с широкой диаграммой направленности антенны, например ИСЗ связи «Синком» (рис. 124), полностью стабилизированные ИСЗ с постоянной ориентацией диаграммы направленности антенны (относительно Земли) и солнечных батарей (относительно Солнца), например ИСЗ связи «Молния-1».

§ 2. Метеорологические ИСЗ

Метеорологические ИСЗ предназначены для регулярной передачи телевизионных изображений облачного и ледового покрова Земли на наземные станции. На ИСЗ могут также устанавливаться датчики радиационных излучений Земли и облачного покрова, работающие в различных диапазонах частот, и другие приборы для анализа метеорологических условий. Получаемая от метеоспутников информация используется для анализа атмосферных процессов и прогнозов погоды.

По телевизионным и инфракрасным снимкам освещенной и теневой сторон Земли проводится *нефанализ* облачности (определение ее форм, структуры и количества). Эта и другая информация, получаемая с метеоспутников позволяет составлять оперативные метеорологические карты облачного, ледового и снежного покрова; обнаруживать зарождение ураганов и определять направление и скорость их распространения; различать тип и этапы развития погодных условий; обнаруживать струйные потоки в атмосфере, местные метеорологические явления (шквалы, грозовую активность и т. п.); исследовать тепловой баланс Земли; определять температуру облачного покрова, поверхности суши и океанов.

Приборы для метеонаблюдений, установленные на борту ИСЗ, рассмотрены ниже в гл. 24, § 3.

Требования к метеорологическим наблюдениям (по данным исследований, проведенных в США) для глобального прогнозирования метеоусловий и оценки метеоусловий определенного географического района приведены в табл. 40.

В связи со спецификой требований к метеонаблюдениям для глобального прогнозирования и регионального анализа предлагаются две системы метеорологических наблюдений с использованием спутников: с централизованной обработкой данных (глобальное прогнозирование) и с автономным использованием данных (региональная оценка и прогноз).

Централизованная система (блок-схема системы приведена на рис. 125) обеспечивает получение моментальных телевизионных изображений облачного покрова, последовательно охватывающих всю поверхность Земли. Изображения запоминаются в бортовом запоминающем устройстве (ЗУ) и сохраняются до момента вхождения

Таблица 40

Требования к метеорологическим наблюдениям с помощью систем ИСЗ (США)

Наблюдаемый элемент (для составления карт распределения метеоэлементов)	Разрешающая способность соответствующих областей: в горизонтальной плоскости, требуемая	в горизонтальной плоскости, достигнутая	в вертикальной плоскости, требуемая	в вертикальной плоскости, достигнутая	Точность измерений: требуемая	Точность измерений: достигнутая	Частота наблюдений: требуемая	Частота наблюдений: достигнутая
Для глобального прогнозирования								
Облачный покров	0,8 *км*	4,8 *км*	0,3 *км*	1,5 *км*	—	—	4 раза в день	1 раз в день
Температура поверхности Земли	10,4 $км^2$	78 $км^2$	—	—	Менее 1°	Менее 3°C	4 раза в день	1 раз в день
Температура атмосферы	10,4 $км^2$	78 $км^2$	0,15 *км*	0,75 *км*	Менее 1°C	Менее 5°C	2 раза в день	1 раз в день
Влажность атмосферы	10,4 $км^2$	78 $км^2$	0,15 *км*	0,75 *км*	Менее 10%	Менее 20%	2 раза в день	1 раз в день
Плотность атмосферы	10,4 $км^2$	78 $км^2$	0,15 *км*	0,75 *км*	Менее 1%	Менее 1%	2 раза в день	1 раз в день
Тепловой баланс атмосферы	78 $км^2$	78 $км^2$	—	—	Менее 5%	Менее 20%	2 раза в день	1 раз в день
Выпадение осадков	10,4 $км^2$	78 $км^2$	0,3 *км*	1,5 *км*	2,5 *мм* в час	5 *мм* в час	—	—
Ветер	260 $км^2$	2600 $км^2$	0,6 *км*	1,5 *км*	Менее 5 *км/час*	Менее 15 *км/час*	4 раза в день	1 раз в день
Приземное давление	78 $км^2$	1300 $км^2$	—	—	Менее 1 *мб*	Менее 5 *мб*	2 раза в день	1 раз в день

Продолжение

Наблюдаемый элемент (для составления карт распределения метеоэлементов)	Разрешающая способность соответствующих областей: в горизонтальной плоскости, требуемая	в горизонтальной плоскости, достигнутая	в вертикальной плоскости, требуемая	в вертикальной плоскости, достигнутая	Точность измерений: требуемая	Точность измерений: достигнутая	Частота наблюдений: требуемая	Частота наблюдений: достигнутая
Для регионального анализа								
Облачный покров	0,16 *км*	0,8 *км*	0,03 *км*	0,3	—	—	1 раз в час	2 раза в день
Температура поверхности Земли	2,6 $км^2$	10,4 $км^2$	—	—	Менее 0,5°C	Менее 1°C	1 раз в час	2 раза в день
Температура атмосферы	2,6 $км^2$	10,4 $км^2$	Менее 0,06 *км*	Менее 0,15 *км*	Менее 0,5°C	Менее 1°C	1 раз в час	2 раза в день
Влажность атмосферы	2,6 $км^2$	10,4 $км^2$	Менее 0,06 *км*	Менее 0,15 *км*	5%	10%	1 раз в час	2 раза в день
Приземное давление	10,4 $км^2$	78,0 $км^2$	—	—	Менее 0,5 *мб*	Менее 0,1 *мб*	1 раз в час	2 раза в день
Выпадение осадков	2,6 $км^2$	10,4 $км^2$	Менее 0,15 *км*	Менее 0,3 *км*	2,5 *мм/час*	2,5 *мм/час*	—	—

Примечание. Достигнутые результаты указываются для различных технических средств метеонаблюдений (в том числе и наземных).

ИСЗ в зону связи с наземной станцией приема данных и управления ИСЗ, после чего по командам с Земли начинается передача всех изображений, полученных за один оборот ИСЗ относительно Земли.

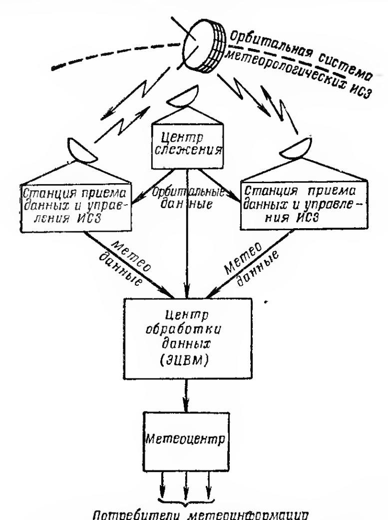


Рис. 125. Блок-схема централизованной системы метеонаблюдений с использованием ИСЗ

Автономная система в отличие от централизованной не имеет на ИСЗ бортовой аппаратуры запоминания данных. Изображение со специального видикона, кратковременно сохраняющего его, передается автоматически на автономные наземные станции приема данных

(блок-схема системы приведена на рис. 126). Автономная система позволяет обеспечить метеорологическими данными практически без задержки достаточно большие географические районы. Для получения от ИСЗ информации о метеоусловиях в заданном районе необходима приемная станция, оснащенная аппаратурой регистрации (получения фотографий) телевизионных изображений.

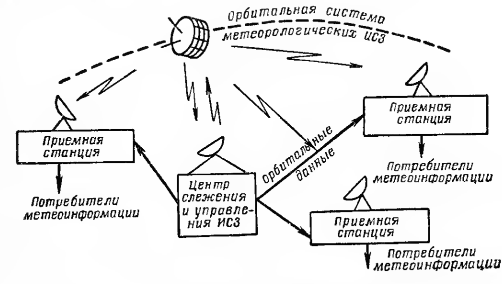


Рис. 126. Блок-схема автономной системы метеонаблюдений с использованием ИСЗ

Орбиты метеорологических ИСЗ и количество спутников для каждой из систем метеонаблюдений определяются необходимой частотой получения информации из района с заданной широтой местоположения; шириной полосы местности, которая должна охватываться кадром изображения; приемлемой разрешающей способностью изображений (при заданных характеристиках бортовой аппаратуры); условиями обеспечения оптимальной естественной освещенности районов в момент наблюдения; возможностями ракет-носителей и экономическими факторами. На рис. 127 и в табл. 41 приведены данные, иллюстрирующие эти требования в зависимости от характеристик орбитальной системы.

Для максимального охвата земной поверхности телевизионным обзором применяются полярные орбиты. Для получения изображения каждого района Земли регулярно

около полудня (в это время наблюдаемые районы хорошо освещены) желательно применение так называемых солнечно-синхронных орбит, плоскость которых поворачивается (прецессирует) синхронно с обращением Земли вокруг

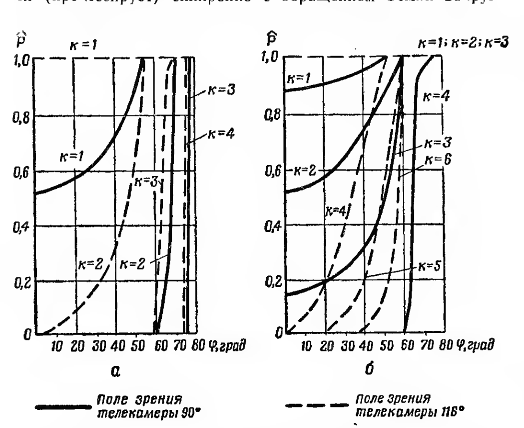


Рис. 127. Изменение вероятности $\hat{P}$ попадания точки земной поверхности в кадр телевизионного изображения с заданной частотой k в течение суток в зависимости от географической широты φ местоположения точки, поля зрения камеры и количества ИСЗ в системе (орбиты круговые, полярные, h=900 *км*):
а — орбитальная система в составе одного ИСЗ; *б* — орбитальная система в составе трех ИСЗ

Солнца в восточном направлении со скоростью 0,986 *град/сутки.* Орбитальная плоскость спутника должна быть компланарна с направлением Земля — Солнце. Необходимая скорость прецессии обеспечивается при запуске выбором соответствующего угла наклона орбиты к экватору.

Таблица 41

Расчетные характеристики возможностей телевизионных систем метеоспутника

Наименование характеристик	Высота орбиты, *км*				
	900	1800	2700	3600	4700
Поле зрения телевизионной камеры (зенитный угол на краю изображения не превышает 45°), *град*	76,24	66,43	59,98	53,11	47,49
Разрешающая способность, соответствующая толщине линии телевизионного растра, *км*:					
в центре	1,5	2,7	3,6	4,3	5,0
по краям	2,4	3,8	4,7	5,4	5,9
Сторона квадрата земной поверхности, охватываемой одним кадром, *км*	1080	1850	2430	2900	3340
Площадь земной поверхности, охватываемой одним кадром изображения, *км*^{2}	116 000	342 000	590 000	840 000	1110000
Количество оборотов ИСЗ вокруг Земли в сутки	13,9	11,5	9,9	8,6	7,3
Интервал между очередными экспозициями для обеспечения покрытия всей поверхности Земли, *мин*	2,8	5,8	8,9	12,3	16,4
Среднее количество кадров (в сутки), включающих точку стояния наземной станции, в зависимости от географической широты ее местоположения (северной или южной):					
0°	0,376	0,532	0,604	0,621	0,612
20°	0,400	0,566	0,643	0,661	0,651
40°	0,490	0,694	0,786	0,810	0,798
60°	0,750	1,061	1,205	1,239	1,221
80°	2,158	3,054	3,467	3,564	3,513

Примечание. Растр телевизионного изображения из 800 строк; диаметр телевизионной трубки 12,77 *мм*.

В первом приближении скорость прецессии восходящего узла орбиты

$$\dot{\Omega} = -10\left(1 + \frac{h_а + h_п}{R_э}\right)^{-3,5}\cos i,$$

где $R_э$ — экваториальный радиус Земли.

Следовательно, для солнечно-синхронной орбиты угол наклона

$$i_{cc} = \arccos\left[-0{,}0986\left(1 + \frac{h_а + h_п}{R_э}\right)^{3,5}\right].$$

Так как прецессия в восточном направлении имеет положительный знак, $i_{cc} > 90°$.

Для упрощения обработки полученных изображений и сохранения неизменных характеристик разрешающей способности целесообразны круговые или близкие к ним орбиты. Для фиксирования быстропротекающих атмосферных явлений (вихревых шквалов, грозовых областей), особенно частых в низких широтах, наиболее благоприятны стационарные орбиты.

В настоящее время считаются практически целесообразными, например, системы, составленные из 4 и 6 метеоспутников, обращающихся на полярных круговых орбитах высотой от 600 до 2000 *км*, расположенных так, чтобы спутники одновременно находились на одной географической широте.

Число сеансов связи с метеоспутником при заданных высоте и наклонении орбиты, при заданном минимально допустимом угле возвышения антенны и продолжительности сеанса определяется географической широтой местоположения станции приема информации. В централизованной системе для приема данных и управления ИСЗ достаточно иметь одну станцию в северных широтах (около 80° с. ш.) и одну в средних широтах. Максимальная задержка в передаче информации с борта ИСЗ в этом случае не будет превышать двух периодов обращения ИСЗ относительно Земли (при $h \geqslant 1000$ *км*). Интервал в передаче информации составит 8—12 *мин*.

Зону эффективной связи можно оценивать величиной дуги $l_{\delta_0, t}$ геоцентрической окружности (рис. 128, 129). Если проекция траектории ИСЗ на Землю проходит на расстоянии от станции, равном или меньшем $l_{\delta_0, t}$, при любой ориентации орбиты относительно точки стояния станции на данном обороте будет возможна передача со спутника в течение времени, равного или большего установленной продолжительности сеанса t, и при этом угол воз-

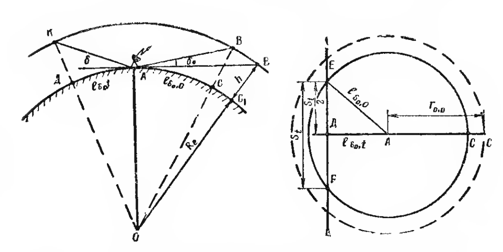


Рис. 128. Схема определения зоны эффективной связи наземного пункта с ИСЗ

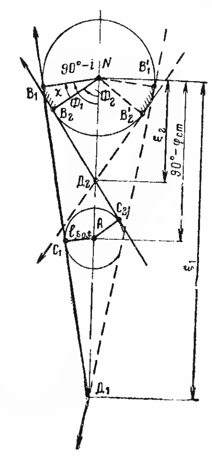


Рис. 129. Схема для определения частоты сеансов связи наземного пункта с ИСЗ: B_1C_1, B_2C_2, $B_1'C_1'$, B_2C_2' — проекции траекторий ИСЗ на земную поверхность; A — точка стояния станции; N — северный полюс

$$l_{\delta_0, t} < 90° - i;$$
$$\smile B_1N = 90° - i;$$
$$C_1A = l_{\delta_0, t}$$

вышения антенны не будет меньше допустимого δ_0. Как видно из рисунка. 128,

$$l_{\delta_0, t} = \arccos \frac{\cos l_{\delta_0, 0}}{\cos 0{,}5 S_t};$$

$$l_{\delta_0, 0} = \frac{\pi}{2} - \delta_0 - \arcsin \frac{R_e \cos \delta_0}{R_e + h},$$

где S_t — дуговое курсовое расстояние (дуга геоцентрической окружности), соответствующее нахождению ИСЗ в зоне видимости станции в течение времени t ($S_t = 360° t/T$, где T — период обращения ИСЗ); R_e — радиус Земли; h — высота орбиты.

Если $\varphi_{ст} + l_{\delta_0, t} \geqslant 180° - i$, связь станции с ИСЗ будет возможна на каждом витке. Если величина $\varphi_{ст}$ не удовлетворяет этому условию, то частость прохождения ИСЗ через зону эффективной связи (при $i \neq 90°$)

$$n = \frac{\Phi_1 - \Phi_2}{\pi} = \frac{\chi}{\pi}.$$

При $\varphi_{ст} + l_{\delta_0, t} < i$ и $l_{\delta_0, t} < 90° - i$

$$\Phi_{1\,(2)} = \arccos\left(\mathrm{ctg}\, i\, \mathrm{ctg}\, \xi_{1\,(2)}\right);$$

$$\mathrm{ctg}\, \xi_{1\,(2)} = \mathrm{tg}\, \varphi_{ст} \mp \sin l_{\delta_0, t}/(\cos i \cdot \cos \varphi_{ст}).$$

Для других возможных соотношений $\varphi_{ст}$, $l_{\delta_0, t}$ и i величины $\Phi_{1\,(2)}$ и $\xi_{1\,(2)}$ могут быть определены аналогично, на основе соответствующим образом построенных схем.

Система метеорологических ИСЗ может выполнять также задачи по сбору и передаче в единый центр метеорологических данных с отдаленных морских и воздушных метеостанций.

Спутники советской космической метеорологической системы «Метеор» (рис. 133, *о*) обеспечивают получение комплексной метеоинформации: телевизионной, ифракрасной, актинометрической (табл. 42) с освещенной и теневой сторон Земли. Аппаратура спутников «Тирос» (табл. 43) и созданной в США на их основе метеорологической системы «ESSA» обеспечивает получение только телевизионных изображений с освещенной части Земли. В табл. 43 приведены также основные данные опытного метеоспутника США «Нимбус» (рис. 130)

Таблица 42

Основные данные советских метеорологических ИСЗ системы "Метеор"

Наименование характеристики	ИСЗ «Космос-122, -144, -156, -184 и -206»
Тип орбиты	Круговая околополярная
Высота орбиты, *км*	625—630
Система стабилизации	Трехосная электромеханическая относительно Земли (солнечные батареи ориентируются автономной системой на Солнце)
Состав метеорологической аппаратуры	Телевизионная (ТВ) (две камеры). Инфракрасная (ИК) телевизионного типа (в диапазоне волн 8—12 *мк*); актинометрическая (АК) — радиометры (по два сканирующих узкосекторных и несканирующих широкосекторных прибора)
Широта полосы захвата (на местности), *км*:	
ТВ аппаратура	1000
ИК аппаратура	1000
АК аппаратура	2500
Пространственное разрешение (в надире), *км*:	
ТВ изображений	1,25×1,25
ИК изображений	15×15
АК аппаратуры	50×50
Чувствительность к температурным перепадам ИК аппаратуры, *град*	2—3 при положительных и 7—8 при отрицательных температурах
Источник питания	Солнечные и химические батареи

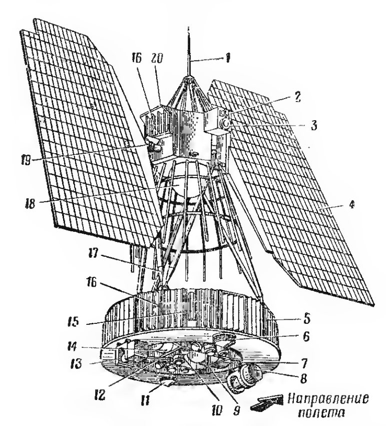


Рис. 130. Метеорологический спутник «Нимбус» (США):

1 — антенна командных приемников; *2* — солнечный датчик в системе грубой ориентации спутника; *3* — датчик горизонта; *4* — панель с солнечными элементами; *5* — контейнер (отсек) с научными приборами и телевизионными камерами; *6* — антенна сантиметрового диапазона; *7* — устройство записи телевизионных изображений; *8* — инфракрасный детектор; *9* — антенна детектора; *10* — телевизионные камеры (две) с длительным сохранением изображений (система АРТ); *11* — антенна системы передачи изображений из системы АРТ; *12* — телевизионные камеры (две) с записью изображений на магнитную пленку (система AVCS); *13* — инфракрасный детектор; *14* — записывающее устройство ИК детектора; *15* — антенна радиомаяка и телеметрической системы; *16* — жалюзи системы терморегулирования; *17* — трубчатые опоры; *18* — баллон со сжатым газом системы ориентации и стабилизации; *19* — датчик Солнца системы ориентации панелей солнечных элементов; *20* — контейнер (отсек) с оборудованием системы ориентации

Таблица 43

Основные данные метеорологических ИСЗ (США)

Наименование характеристики	ИСЗ „Тирос"	ИСЗ „Нимбус"
Тип орбиты	Круговая с различным наклонением к экватору	Круговая околополярная
Высота орбиты, *км*	700	1200
Система стабилизации	Вращением; у первых образцов ось вращения лежала в плоскости орбиты; у последних — перпендикулярно к плоскости орбиты	Трехосная относительно Земли (солнечные батареи ориентируются относительно Солнца). Точность ориентации относительно местной вертикали ± 1°
Размещение объективов телекамер	У первых образцов на нижнем основании корпуса, у последних — на боковой поверхности. Экспозиция производится по сигналам ИК датчика горизонта в момент, когда камера направлена на Землю	На нижней поверхности приборного отсека (обращены всегда в сторону Земли)
Число строк в развертке изображения на один кадр	500	800
Разрешающая способность телевизионной камеры, *км*	1,6 (в центре изображения)	0,8 (в центре изображения)
Средняя разрешающая способность ИК датчиков, *км*	48	48
Высокая разрешающая способность ИК датчиков, *км*	—	8
Число изображений за один оборот ИСЗ вокруг Земли (записанных на магнитную ленту)	32	40
Размеры земной поверхности, охватываемой одним кадром, *км*	Одной камерой 1120×1120	Тремя камерами: 2700 (по широте) *, 835 (по долготе) *, 1600×1600 **

* В системе с записью изображений на магнитную ленту (централизованная система).

Продолжение

Наименование характеристики	ИСЗ „Тирос“	ИСЗ „Нимбус“
Угол поля зрения объектива телекамеры, *град*	104 (последние образцы — 140)	108 **
Телевизионная трубка	Видикон, диаметр 12,7 *мм*	Видикон, диаметр 25,4 *мм* **
Вес ИСЗ, *кг*	120—135	295
Источник питания	Солнечные батареи и буферная аккумуляторная батарея	Солнечные батареи и буферная аккумуляторная батарея

** В системе с непосредственной передачей изображения с видикона (автономная система).

§ 3. Навигационные ИСЗ

Система из навигационных ИСЗ в совокупности с наземной системой обеспечения и бортовой аппаратурой определяющихся объектов предназначена для установления местоположения объекта в заданной системе координат в любое время суток (с заданными интервалами времени) при любых метеоусловиях. Система навигации с помощью ИСЗ должна также обладать неограниченной пропускной способностью, высокой устойчивостью к искусственным и естественным помехам.

ИСЗ, излучающий (или отражающий) радиосигналы, может быть использован для решения навигационной задачи. В качестве опорной радионавигационной величины (ориентира с известными координатами в данный момент времени) используется заданная во времени и пространстве с определенной точностью траектория движения спутника. Траектория ИСЗ во времени задается периодически обновляемыми эфемеридами в системе единого времени. Значения эфемерид вводятся в бортовое запоминающее устройство ИСЗ и автоматически передаются вместе с сигналами точного времени от бортового датчика. Траектории движения ИСЗ можно брать также из специальных каталогов (сборников таблиц), подобных астрономическим. Но в настоящее время методы долгосрочного прогнозирования изменений параметров орбит ИСЗ недостаточно точны. Поэтому подобные каталоги не используются.

В зависимости от методов измерения параметров, характеризующих относительное положение ИСЗ и определяющегося объекта, различают несколько способов определения местоположения объекта: дальномерный, угломерный, дальномерно-угломерный и доплеровский. Первые три способа из-за малой точности измерений почти не применяются.

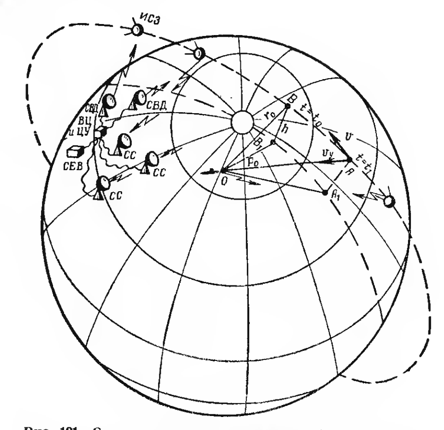


Рис. 131. Схема построения навигационной системы с использованием ИСЗ:
О — определяющийся объект; *СС* — станции сопровождения ИСЗ; *СВД* — станции ввода данных; *СЕВ* — станция эталонов частоты и единого времени, *ВЦ* и *ЦУ* — вычислительный центр и центр управления; p_0 — курсовой параметр ИСЗ: v_y — радиальная составляющая скорости ИСЗ

В доплеровских системах для определения величины смещения p_0 точки стояния объекта относительно следа траектории спутника на земной поверхности — курсового параметра на ИСЗ (рис. 131) — используются измерения

доплеровского сдвига частоты $\Delta f_{д}$ сигналов, излучаемых бортовым передатчиком ИСЗ. Как известно,

$$\Delta f_{д} = -f_0 v_y / c = -v_y / \lambda_0 . \tag{169}$$

где v_y — радиальная скорость ИСЗ; c — скорость света.

Для определения координат точки стояния объекта достаточно определить величину курсового параметра p_0 спутника, текущие координаты и параметры движения которого в момент прохождения точки B известны.

Если допустить, что участок AB траектории ИСЗ прямолинейный и линейная скорость спутника v на этом участке постоянная, то в каждый момент времени t_i

$$\left(\frac{t_i - t_0}{\Delta f_{д}}\right)^2 = \left(\frac{c}{f_0 v}\right)^2 \left[(t_i - t_0)^2 + \frac{p_0^2}{v^2}\right],$$

где t_0 — момент времени прохождения ИСЗ курсового параметра ($\Delta f_{д} = 0$).

Для уменьшения влияния ошибок определения t_0, которые достаточно велики, p_0 вычисляется по методу наименьших квадратов с использованием всей совокупности измерений Δf_i за время нахождения ИСЗ в зоне видимости определяющегося объекта.

Обозначив $\left(\frac{t_i - t_0}{\Delta f_{д}}\right)^2 = y_i$; $(t_i - t_0)^2 = x_i$; $\left(\frac{c}{f_0 v}\right)^2 = k$; $\left(\frac{c}{f_0 v}\right)^2 \cdot \frac{p_0^2}{v^2} = b$, получим уравнение прямой:

$$y_i = k x_i + b. \tag{170}$$

Для этой прямой нетрудно определить по методу наименьших квадратов подходящие значения b и k, после чего вычислить

$$v^2 = \left(\frac{c}{f_0}\right)^2 \cdot \frac{1}{k} \text{ и } p_0^2 = \left(\frac{c}{f_0}\right)^2 \cdot \frac{b}{k^2} .$$

Для достижения требуемой точности навигации необходимо учитывать также рефракцию радиоволн в ионосфере.

Для этого доплеровский сдвиг измеряется не менее чем на двух частотах. По характеристикам распространения радиоволн на двух сопряженных частотах определяется поправка на рефракцию

Доплеровская система, будучи пассивной, обеспечивает неограниченную пропускную способность. Рассмотренный доплеровский метод навигации положен в основу построения системы навигационных ИСЗ «Транзит» (США).

Характеристики орбитальной системы навигационных ИСЗ обусловливаются необходимой максимальной частотой определения местоположения объекта, заданным временем активного существования ИСЗ, возможностями установления связи между определяющимся объектом и ИСЗ (характеристики радиотехнической аппаратуры, энергетические ресурсы на борту).

Для навигационных ИСЗ наиболее желательны полярные круговые орбиты, так как они охватывают всю поверхность Земли, отличаются большой стабильностью, для них проще, чем для эллиптических, рассчитывать эфемериды и учитывать влияние возмущающих воздействий. Высота орбиты обычно может лежать в пределах 600—1000 *км*. Для определения объектом в любой точке Земли своего местоположения в заданной системе координат не реже чем каждые 100—120 *мин* должно быть не менее четырех спутников, обращающихся по круговым полярным орбитам. Плоскости орбиты (восходящие узлы) в пространстве должны быть разнесены на 45°. При этом имеется в виду, что с каждым спутником определяющийся объект может поддерживать связь на двух-трех соседних витках (в пределах видимости).

Наземная часть навигационной системы с ИСЗ «Транзит» (рис. 131) включает четыре доплеровских станции сопровождения ИСЗ, обеспечивающих регулярное определение параметров движения спутников для обновления (один—два раза в сутки) эфемерид в бортовых ЗУ; две станции ввода данных в бортовые ЗУ спутников; станцию эталонов частоты и единого времени; вычислительный центр обработки данных слежения и вычисления эфемерид и временных поправок; центр управления.

Широта и долгота местоположения вычисляются на ЭЦВМ определяющегося объекта.

Периодичность передачи эфемерид ИСЗ — две минуты. Каждый раз передается три геоцентрических координаты,

соответствующие моменту начала передачи, а также 3—4 группы координат, соответствующие местоположению ИСЗ на предшествующих и последующих интервалах времени. Одновременно передаются сигналы точного времени (ошибка не более 100 *мксек*). Немодулированные сигналы для доплеровских измерений передаются непрерывно.

Точность определения местоположения с помощью подобного комплекса достигает 200 *м*.

§ 4. Геодезические ИСЗ

Геодезические ИСЗ предназначены для решения геометрических и динамических (физических) задач геодезии.

Геометрические задачи сводятся к определению положения точек на земной поверхности и установлению точных геодезических связей между континентами и обособленными объектами (например, островами) с целью приведения их к единой системе координат; привязке с высокой точностью отдельных пунктов к сетям триангуляции; определению точных координат отдельных пунктов на земной поверхности.

Динамические задачи сводятся к уточнению формы, размеров и гравитационного поля Земли, установлению истинной формы Земли, определению потенциалов гравитационного поля и гравитационных аномалий и установлению законов их изменения.

Для решения геометрических задач геодезии требуются, как правило, специальные геодезические ИСЗ. При решении динамических задач могут использоваться результаты орбитальных измерений ИСЗ различного назначения.

Специальные геодезические ИСЗ используются как опорные точки, т. е. точки с точно известными в данный момент координатами (рис. 132). В зависимости от метода задания координат текущего местоположения ИСЗ различают два способа решения геометрических задач. При первом способе используются данные точного прогнозирования орбит ИСЗ (как это делается при навигационных определениях с применением ИСЗ); при втором способе

координаты текущего местоположения ИСЗ определяются измерениями с нескольких наземных пунктов (угломерных или дальномерных), координаты которых известны. Первый способ в принципе позволяет произвести геодезиче-

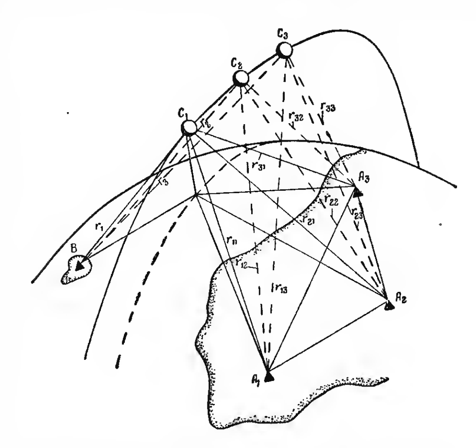


Рис 132. Схема использования ИСЗ в геодезии для решения геометрических задач:
A_1, A_2, A_3 — точки стояния станций с точно известным местоположением; B — точка стояния привязываемой станции; C_1, C_2, C_3 — местоположение ИСЗ в моменты времени t_1, t_2, t_3

скую привязку любых пунктов, оснащенных необходимой аппаратурой. Однако достигнутые в настоящее время точности прогнозирования орбит (несколько десятков метров) не приемлемы для геодезии. На практике используется второй способ, который может применяться для взаимной привязки пунктов, относительно которых спут-

ник в течение определенного времени находится одновременно в зоне видимости. Этот способ может быть реализован на основе применения оптических угломерных и радиотехнических (дальномерных, доплеровских и угломерно-дальномерных) систем для измерений местоположения ИСЗ с наземных пунктов.

Угловые координаты ИСЗ, одновременно измеренные из пунктов A_1, A_2 и A_3 (с точно известными координатами) в моменты времени t_1, t_2 и t_3 (рис. 132), позволяют определить мгновенные значения прямоугольных координат ИСЗ (мгновенных опорных точек) в соответствующие моменты времени по пересечению трех конических поверхностей или двух плоскостей и конической поверхности (в зависимости от используемых угловых координат). С другой стороны, знание мгновенных значений угловых координат ИСЗ относительно пункта B в совокупности с вычисленными для тех же моментов времени прямоугольными координатами ИСЗ позволяет определить прямоугольные координаты пункта B в той же системе координат.

При дальномерных измерениях мгновенные значения прямоугольных координат ИСЗ в моменты t_1, t_2, t_3 и значения прямоугольных координат пункта B в одной и той же системе определяются по пересечению трех сфер (при определении координат ИСЗ центры сфер лежат соответственно в точках A_1, A_2 и A_3, при определении координат пункта B центры сфер лежат соответственно в точках C_1, C_2 и C_3).

В системах геодезического обеспечения на основе оптических угломерных измерений местоположения ИСЗ спутники оборудуются бортовыми импульсными источниками света — оптическими маяками или используются отраженные сигналы оптических квантовых генераторов, посылаемые с наземных станций.

Для обеспечения высокой точности угломерных измерений (± 1—$2''$) на наземных пунктах применяются специальные высокоточные фототеодолитные установки с последующей обработкой на компараторе полученных фотографических изображений ИСЗ на фоне звезд. Высокая точность обеспечивается также фиксацией времени измерений, задаваемого бортовым эталоном. Сигналы единого времени передаются по радиолиниям орбитальных измерений.

В радиотехнических дальномерных системах используются радиолокационные измерения дальности с нескольких сопряженных пунктов, для чего на борту геодезического ИСЗ устанавливается до четырех приемо-передатчиков (по числу сопряженных пунктов), работающих на разных частотах. Как и при угломерных методах, моменты измерений фиксируются во времени по сигналам бортового эталона времени.

Статистические методы обработки измерений за несколько прохождений ИСЗ обеспечивают необходимую точность при решении задач в угломерных и дальномерных системах.

Орбиты для геодезических ИСЗ должны быть близкими к круговым на высоте 1000—1500 *км* (ИСЗ с оптическим маяком) или круговыми на высоте около 1000 *км* (ИСЗ с радиотехнической аппаратурой для дальномерных измерений). Наклонение зависит от расположения наземных станций (привязываемых пунктов).

На геодезических ИСЗ применяются простейшие системы ориентации и стабилизации (гравитационная, по магнитному полю Земли и т. д.).

В составе наземного комплекса для геодезических измерений, помимо оптических и радиотехнических измерительных систем, применяются программные устройства для наведения измерительной аппаратуры в точку появления ИСЗ над горизонтом и слежения за ним, а также вычислительные машины для обработки полученных данных.

Геодезические ИСЗ с радиотехнической аппаратурой для дальномерных измерений проще, чем ИСЗ с оптическим маяком.

При использовании доплеровских методов решение геодезической задачи достигается интегрированием доплеровского сдвига в специальном приемнике наземной станции, устанавливаемой в пункте с неизвестными координатами. Выполнив измерения трех интервалов доплеровского смещения частоты, можно определить местоположение наблюдателя относительно ИСЗ, как точку пересечения трех гиперболоидов вращения, фокусы которых расположены в точках, соответствующих положению ИСЗ в моменты времени t_1 и t_2; t_3 и t_4; t_5 и t_6. Для точности привязки (10—15 *м*) необходимо применение статистических методов обработки по нескольким (свыше 10) прохождениям спутника.

Глава 2

КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНЫЕ СХЕМЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

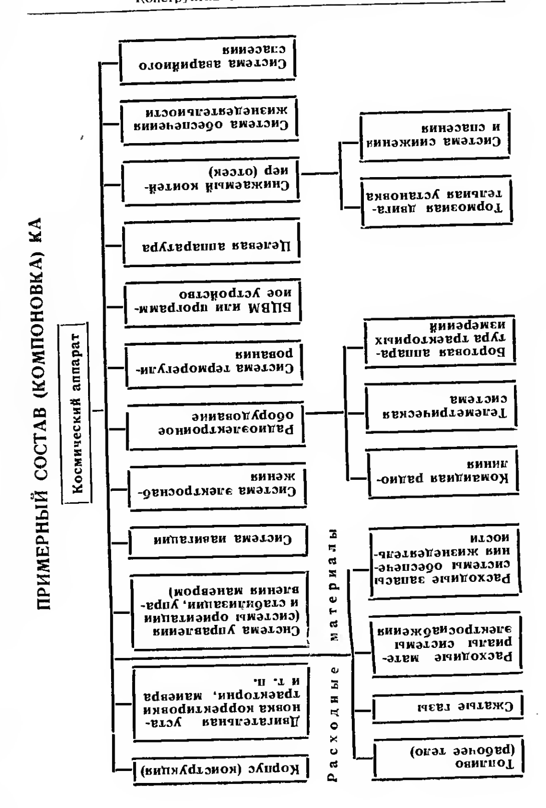
§ 1. Требования к компоновочным схемам КА и их характеристика

Компоновка КА — объединение систем, агрегатов и блоков в единую конструкцию, предназначенную для запуска на заданную траекторию с целью надежного выполнения в течение определенного времени функциональных задач, определяемых назначением КА.

При компоновке КА должны быть достигнуты: минимальная масса при заданной надежности; минимальные нагрузки на ракету-носитель вследствие изгибающего момента динамических нагрузок, в том числе аэродинамического сопротивления; оптимальная по условиям запуска и космического полета форма; оптимальное распределение внутреннего пространства в отсеках КА и размещение аппаратуры и агрегатов КА, обеспечивающее терморегулирование, удобный доступ, замену (при необходимости) до запуска; минимальное влияние динамических нагрузок и неравномерности распределения масс в полете на системы ориентации и стабилизации; минимальное перемещение центра масс и изменение момента инерции при расходовании топлива; минимальное влияние вибраций, возникающих при запуске и в полете; возможность совершенствования КА в пределах данной конструкции; приемлемая стоимость; относительная простота изготовления и сборки.

Назначение, диапазон решаемых задач, степень их сложности, возможности ракет-носителей, непрерывное совершенствование отдельных элементов КА, экономические и другие факторы определяют многообразие конструктивно-компоновочных схем.

Распределение массы КА. Соотношение масс систем и конструкции с учетом запаса топлива и других расходных материалов должно соответствовать ограничениям, налагаемым на общую массу КА, и быть оптимальным с точки зрения выполняемых функций, надежности, стоимости и т. п.



а

б

в

г

д

е

ж

з

(см. стр. 292)

и

к

л

м

н

о

Рис. 133. Советские автоматические (беспилотные) космические аппараты:
а, б, в — первый, второй и третий искусственные спутники Земли;
г — космическая станция «Луна-1»;
д — автоматическая межпланетная станция: *1* — иллюминатор для фотоаппаратов; *2* — тепловые экраны; *3* — солнечные элементы; *4* — жалюзи системы терморегулирования; *5* — двигатель системы ориентации; *6* — антенны; *7* — солнечный датчик; *8* — приборы для научных исследований;
е — космическая станция «Электрон-1»: *1* — герметический корпус; *2* — жалюзи системы терморегулирования; *3* — солнечные элементы; *4* — антенны; *5* — детектор микрометеоритов; *6* — прибор для регистрации корпускулярного излучения; *7* — масс-спектрометр; *8* — детектор протонов; *9* — прибор для изучения энергетического спектра электронов радиационных поясов;
ж — космическая станция «Электрон-2»: *1* — герметический корпус; *2* — жалюзи системы терморегулирования; *3* — солнечные батареи; *4* — антенны; *5* — магнитометр; *6* — датчики солнечной ориентации; *7* — сферический анализатор для изучения энергетического спектра частиц малой энергии; *8* — прибор для изучения химического состава космических лучей; *9* — прибор для изучения энергетического спектра электронов радиационных поясов; *10* — масс-спектрометр;
з — автоматическая межпланетная станция (типа «Венера» и «Марс»): *1, 5* — ненаправленные антенны; *2* — орбитальный отсек; *3* — корректирующая двигательная установка; *4* — штырь магнитометра; *6* — радиатор системы терморегулирования; *7* — малонаправленная антенна; *8* — панели солнечных батарей; *9* — датчик постоянной солнечной ориентации; *10* — датчик точной звездной и солнечной ориентации; *11* — спектрорефлексометр; *12* — остронаправленная антенна;
и — ИСЗ связи «Молния-1»: *1* — герметический корпус; *2* — солнечная батарея; *3* — остронаправленная антенна; *4* — датчик ориентации антенны на Землю; *5* — антенный привод; *6* — радиатор-холодильник; *7* — запас рабочего тела для проведения микрокоррекции; *8* — корректирующая двигательная установка; *9* — датчик ориентации для проведения коррекции; *10* — датчик солнечной ориентации; *11* — панель-нагреватель;
к — космическая научная станция «Протон-1»: *1* — панели солнечной энергетической установки; *2* — герметический корпус; *3* — датчики системы индикации положения осей станции в пространстве; *4* — внешняя оболочка; *5* — антенны телеметрического радиокомандного комплекса и комплекса внешних траекторных измерений; *6* — химические источники тока;
л — автоматическая станция «Луна-10»: *1* — аппаратура радиосистемы измерений; *2* — искусственный спутник Луны; *3* — система отделения искусственного спутника Луны; *4* — аппаратура системы астроориентации; *5* — двигательная установка;
м — автоматическая станция «Луна-12»: *1* — баллоны с газом для исполнительных органов системы астроориентации; *2* — фототелевизионное устройство; *3* — радиатор системы терморегулирования; *4* — радиометр; *5* — приборный отсек; *6* — химическая батарея; *7* — оптико-механический блок системы астроориентации; *8* — антенна; *9* — электронный блок системы астроориентации; *10* — управляющие двигатели; *11* — корректирующая тормозная двигательная установка;
н — ИСЗ «Космос-97»;
о — ИСЗ космической метеорологической системы «Метеор»

Конструкции современных КА делят на компактные, развертываемые и надувные.

Компактные конструкции не требуют перемещения элементов (за исключением антенн) и изменения формы их для приведения КА в рабочее состояние, имеют высокую надежность. Основные проблемы при разработке: размещение источников энергоснабжения в ограниченном объеме (на ограниченной поверхности) корпуса, терморегулирование. Примеры КА компактной конструкции приведены на рис 133, *а, б, в, г, д, л, м,* а также на рис. 124, 144 и 145.

Развертываемые конструкции имеют складные, выдвижные и т. п. элементы, которые приводятся в действие (занимают рабочее положение) при выводе КА на траекторию движения Характерные черты — большая свобода конструктивной компоновки, простота в решении габаритных ограничений. Недостатки: меньшая надежность и виброустойчивость, увеличение массы несущей конструкции. Проблемы при разработке: трудности расчета и динамического анализа. Примеры применения развертываемых конструкций в КА приведены на рис. 133, *е, ж, и, к, н, о,* а их основные характеристики — в табл. 44.

Надувные конструкции имеют многослойные отверждаемые оболочки, которые принимают заданную форму (после наддува) и твердость после вывода на траекторию свободного движения. Достоинства: возможность развертывания в космосе КА больших размеров. Недостатки: потеря внутреннего давления при длительной эксплуатации (диффузия газа через оболочку, утечки в пробоины), низкие конструктивные характеристики, недостаточно высокая надежность развертывания. Проблемы разработки: упрощение развертывания. Примеры применения: пассивные ИСЗ связи «Эхо-1», «Эхо-2» (рис. 123). Основные характеристики надувных конструкций приведены в табл. 44.

Компактные и развертываемые конструкции КА в основном имеют закрытый корпус, что обеспечивает лучшие условия для функционирования аппаратуры в космических условиях. Конструкции на несущем остове (каркасе) без цельного корпуса с полным или частично открытым размещением аппаратуры применяют, когда блоки аппаратуры малочувствительны к воздействию космических условий или обеспечивается их индивидуальная защита и терморегулирование (КА «Сервейор», «Нимбус»).

Таблица 44

Развертываемые и надувные конструкции КА

	Тип конструкции	Применение	Основные характеристики
Развертываемые	Конструкция переменной геометрии из жестких элементов	Шарнир / Телескопическое соединение	Отношение прочности к массе мало; устойчивость к воздействию микрометеоритов максимальная; большой начальный объем, масса на 40—50% больше массы обычных жестких конструкций, хорошо отработана. При размещении солнечных батарей требуется элементов в 2—4 раза меньше, чем при размещении непосредственно на корпусе КА
	Конструкция переменной геометрии с упругим восстановлением	Пружинящая сетка / Пенопласт / Корпус ИСЗ / Шлюз для перехода	Материал — многонитевое стекловолокно, покрытое кремний-органической резиной (для пружинящей сетки); полиуретановый пенопласт (для сплошных конструкций). Допускается металлизация
Надувные	Баллон с мягкой оболочкой	Пластиковая пленка / Гибкое крыло	Минимальный начальный объем; отношение прочности к массе максимальное; малая устойчивость к повреждению метеоритами; ограниченные рабочие температуры
	Воздушный мат	Ткань и наполнитель / Поперечные растяжки / Элементы корпуса возвращаемого КА	Минимальный начальный объем; отношение прочности к массе максимальное; малая устойчивость к повреждению метеоритами
	Многослойная мембранная конструкция	Растягиваемая пленка или отвердитель / Пластиковая пленка / Корпус ИСЗ („Эхо-2")	Малый начальный объем; отношение прочности к массе недостаточно велико; малая устойчивость к повреждению метеоритами
	Конструкция со вспениваемой оболочкой	Твердый пенопласт / Пластиковая пленка или ткань / Концентратор солнечной энергии	Отношение прочности к массе мало; хорошая устойчивость против воздействия микрометеоритов; значительная бесполезная масса. Повышение жесткости конструкции может достигаться путем химического отвердения пены после принятия нужной формы (время отвердения 10—20 *мин*). Требуется подвод большого количества тепла. Конструкция не отработана
	Развертываемая сотовая конструкция	Химический отвердитель / Ткань / Корпус развертываемой космической станции	Удельная массовая характеристика 70—270 *г/м²*. Прочность на изгиб 11000—2460 *кГ/см²*. Наиболее перспективны объемные тканые органические сотовые или слоистые конструкции, пропитанные отвердителем. Изготовляются цельнотканые внешние оболочки различной конфигурации, отделенные ткаными разделителями, которые определяют форму. Силовые элементы конструкции изготовляются из стекловолокна, а вспомогательные — из пластиков. Конструкция не отработана

Использование в качестве несущих конструктивных элементов непосредственно блоков оборудования снижает относительную массу корпуса конструкции КА до 0,05—0,09. В этом случае возможно стандартизовать конструкцию корпуса. Основными несущими элементами такой кон-

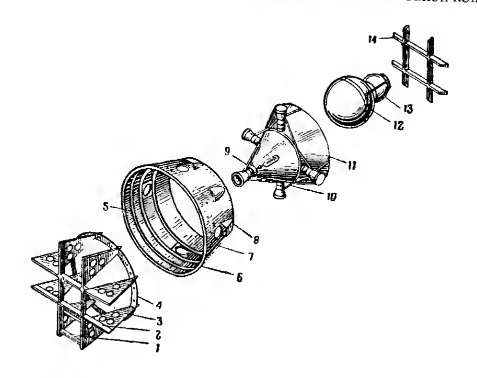


Рис. 134. Элементы конструкции КА, предназначенного для маневра на орбите:
1 — типичный лонжерон для крепления элементов конструкции; *2* — нижние лонжероны; *3* — косынки; *4* — верхнее усиливающее кольцо; *5* — усиливающие кольца; *6* — нижнее кольцо; *7* — внешняя оболочка; *8* — верхнее кольцо; *9* — растяжки двигателя продольной тяги; *10* — растяжки двигателя поперечной тяги; *11* — внутренний конус; *12* — топливный бак; *13* — баллон сжатого газа; *14* — узел верхних лонжеронов

струкции являются верхние и нижние лонжероны, к которым крепятся с помощью резьбовых соединений блоки КА. Штепсельные разъемы, расположенные на стенках ближе к вертикальной оси корпуса КА, сокращают длину кабельных связей. Установка двигателей на КА требует специального упрочнения конструкции (рис. 134).

Конструкции оболочек корпусов КА бывают монококовые, вафельные, слоистые, сотовые (рис. 135). Иногда оболочки усиливают стрингерами. При выборе типа оболочки следует учитывать необходимость обеспечения заданной прочности и устойчивости конструкции при минимальной массе (рис. 136), а также степень приспособленности для крепления других элементов конструкции, воз-

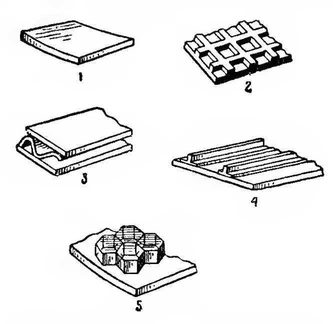


Рис. 135. Типы конструкций оболочек КА:
1 — монокок; *2* — вафельная; *3* — слоистая; *4* — усиленная стрингерами; *5* — сотовая

можность осуществления метеоритной и радиационной защиты (особенно для обитаемых КА и КС), технологичность конструкции.

Вибрационная устойчивость конструкции КА. Источником вибрации КА являются акустические шумы и колебания, возникающие при работе двигателей ракеты-носителя и собственных двигателей. В первые 5—10 *сек* после запуска уровень шумов достигает (для ракет-носителей типа «Титан-III») 165 *дб* на частоте 100 *гц*, перегрузки при этом могут быть восьмикратными. Менее восприимчивы к вибрации компактные конструкции, имеющие высокие резонансные частоты. При этом клепаные конструкции более виброустойчивы, чем сварные, так как имеют время

успокоения колебаний в 3 раза меньше и более низкий коэффициент усиления колебаний.

Для повышения устойчивости развертываемых конструкций к вибрациям (в 10—20 раз) применяют демпфирующие связи. При оценке динамических свойств конструкции с целью определения оптимальной конструктивно-компоновочной схемы применяют методы моделирования.

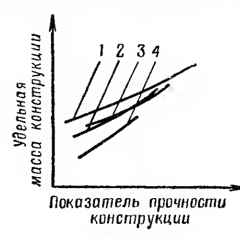


Рис. 136. Характеристика механической прочности различных конструкций цилиндрических оболочек (корпусов) КА. Материал — алюминиевый сплав:
1 — монококовая; *2* — вафельная; *3* — усиленная стрингерами; *4* — сотовая

Форма корпуса КА. Наиболее важен выбор формы для КА, стабилизируемых вращением. Сферическая форма корпуса обеспечивает малую величину отношения массы к площади поверхности КА, постоянную площадь проекции КА на Солнце, а также создает благоприятные условия для работы солнечных батарей, терморегулирования и стабилизации вращением. Однако на шаровых корпусах затруднен монтаж элементов солнечных батарей и т. п. Компромиссным решением является КА в форме многогранника. Форма корпуса и его покрытие определяют условия терморегулирования на борту КА (рис. 137).

Температурный режим и теплоизоляция. Теплоизоляция должна обеспечивать в заданных пределах защиту корпуса КА и его оборудования от аэродинамического нагрева на участке траектории вывода на орбиту и от лучистой энергии в космосе (рис. 138 и 139). Для герметических отсеков КА, в которых поддерживается определенная влажность атмосферы, теплоизоляция должна обеспечивать температуру внутренних стенок КА выше температуры точки росы (рис. 140).

Для обеспечения благоприятного теплового режима на борту КА рекомендуется: узлы с малым тепловыделением изолировать от других элементов и блоков (тепловыделение и теплопоглощение в пределах одного узла); узлы с высоким тепловыделением размещать на открытой поверхности холодной стороны или обеспечивать теплоотвод от них к излучающим поверхностям корпуса.

Конструкция емкостей (баков). Наиболее целесообразной формой для емкостей на борту КА является сфера (при прочих равных условиях она обеспечивает максимальную прочность, минимальное перемещение центра масс и изменение момента инерции КА при расходе содержимого баков, максимальный объем при заданной поверхности). Для сохранения заданного соотношения продольных и поперечных размеров емкости, отличного от единицы, предпочтительны многосферические, а не цилиндрические конструкции (рис. 141).

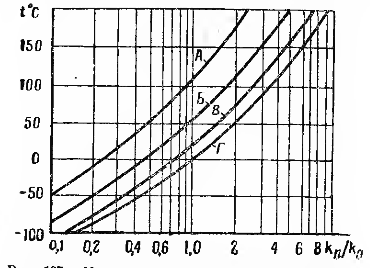


Рис. 137. Изменение характеристик нагрева тел различной формы в зависимости от отношения коэффициента поглощения $k_п$ к коэффициенту излучения k_0:
А — изолированная плоская пластинка; *Б* — неизолированная плоская пластинка; *В* — цилиндр с изолированными концами; *Г* — сфера

§ 2. Конструктивные особенности пилотируемых космических кораблей

Состав оборудования пилотируемого космического корабля и его конструкция характеризуются системами: жиз-

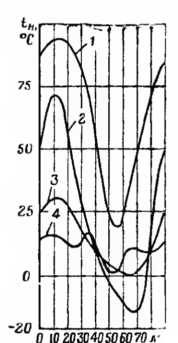


Рис. 138. Характеристики нагрева наружной поверхности КА на орбите. Орбита круговая ($T = 90$ *сек*). КА стабилизирован относительно Земли. Кривые *1* и *3* соответствуют орбите, лежащей близко к плоскости эклиптики (зима); кривые *2* и *4* соответствуют орбите, лежащей близко к плоскости, перпендикулярной плоскости эклиптики (лето); *1* и *2* — кривые нагрева пластины, перпендикулярной вектору скорости КА; *3* и *4* — кривые нагрева пластины, параллельной вектору скорости КА. Коэффициент теплопередачи 1,507 *ккал/(м² час · град)*; $k_п/k_0 = 1$

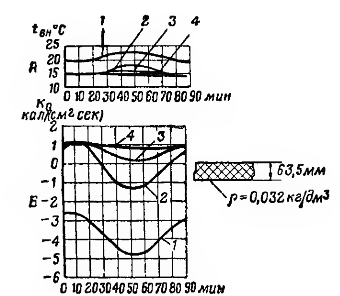


Рис. 139. Характеристики нагрева внутренней поверхности оболочки КА (*А*) и теплопередачи оболочки с полиуретановым слоем термоизоляции (*Б*) для условий *1*, *2*, *3* и *4*, указанных под рис. 138

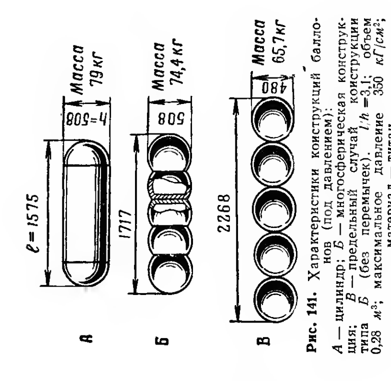


Рис. 141. Характеристики конструкций баллонов (под давлением):

А — цилиндр; *Б* — многосферическая конструкция; *В* — предельный случай конструкции типа *Б* (без перемычек). $l/h = 3{,}1$; объем 0,28 *м³*; максимальное давление 350 *кГ/см²*; материал — титан

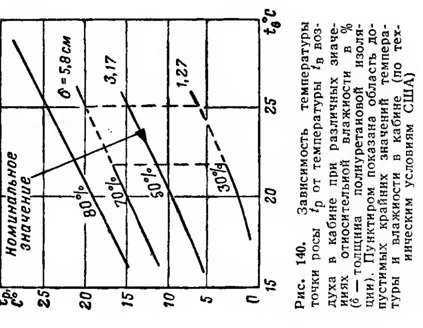


Рис. 140. Зависимость температуры точки росы $t_р$ от температуры $t_в$ воздуха в кабине при различных значениях относительной влажности в % (δ — толщина полиуретановой изоляции). Пунктиром показана область допустимых крайних значений температуры и влажности в кабине (по техническим условиям США)

необеспечения, аварийного спасения, возврата и посадки (приводнения), ручного управления.

При разработке конструкции КК учитывают необходимость защиты экипажа от вредного воздействия вибраций и шумов, радиации и метеоритов, космического вакуума, нагрева при входе в плотные слои атмосферы. В то же время на пилотируемом КК возможно упростить некоторые системы КА, выполнять в случае необходимости ремонтные операции и т. д. Конструкция КК, его размеры, геометрия, состав оборудования, средства защиты определяются его функциональным назначением (КК — спутник, маневрирующий КК, КК для полета на Луну или планеты солнечной системы и т. п.), продолжительностью полета, параметрами траектории, составом экипажа, методом решения основной задачи полета, свойствами ракеты-носителя.

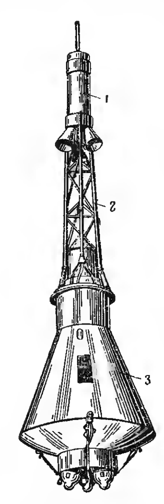


Рис. 142. Система аварийного спасения экипажа с отбрасыванием КК от ракеты-носителя (КК «Аполлон» и «Меркурий»):
1 — РДТТ САС; *2* — ферма; *3* — космический корабль (КК)

Система аварийного спасения (САС) обеспечивает спасение экипажа в случае аварийной ситуации на старте и на атмосферном участке траектории вывода. Известны два типа САС: с отбрасыванием целиком КК или отсека экипажа от ракеты-носителя на безопасное расстояние с последующим включением системы посадки (САС КА «Меркурий», «Аполлон» — рис. 142) и с катапультированием космонавта вместе с креслом через автоматически открываемые люки в корпусе КК с приземлением на индивидуальном парашюте (САС КА «Джемини» — рис. 143).

Первая система применяется в сочетании с автоматической системой обнаружения аварийной ситуации и включения САС на ракетах-носителях с криогенными компонентами

Рис. 143. Система аварийного спасения космонавта (КК «Джемини»):
1 — РДТТ, обеспечивающий отбрасывание кресла с космонавтом; *2* — катапультируемое кресло; *3* — ранец с парашютами; *4* — надувной баллон, обеспечивающий стабилизацию при спуске; *5* — вытяжной парашют; *6* — ранец с аварийным запасом; *7* — блок баллонов с аварийным запасом кислорода; *8* — основной парашют (диаметр 8,5 *м*)

топлива системы. Второй тип применяется в сочетании с полуавтоматической системой обнаружения аварийной ситуации на ракетах-носителях с высококипящими компонентами топлива (допускается большее время реакции экипажа для принятия решения — полуавтоматическое включение САС).

Обеспечение возвращения КК на Землю. Конструктивно КК * строятся таким образом, что на Землю возвращается не весь КК, а только часть его, как правило, отсек экипажа с минимально необходимым количеством оборудования и аппаратуры. Это позволяет: упростить и облегчить конструкцию КК (значительная часть оборудования может быть размещена в отсеках, не требующих термозащиты при входе в плотные слои атмосферы; меньшая прочность невозвращаемых отсеков); понизить требования к системе аэродинамического торможения и спасения КК за счет его облегчения; облегчить управление входом в плотные слои атмосферы и спуском КК; сократить потребности в топливе (рабочем теле) для управления входом.

Спускаемые отсеки строятся, как баллистические аппараты, с тупой передней частью, что обеспечивает малую величину отношения массы отсека к лобовому сопротивлению. Теплозащиту лобовой части снижаемого отсека обеспечивает абляционный щит, состоящий из металлического экрана, который является частью сферы (у КК «Меркурий» радиус сферы около 2 *м*), и абляционного покрытия (стекловолокно, пропитанное специальной смолой, и т. п.). Теплозащита боковой поверхности обеспечивается обычно двухстенной конструкцией корпуса. Межстеночное пространство заполняется теплоизоляционным материалом, а наружная оболочка изготовляется из материала с высокой теплоемкостью и теплостойкостью (например, бериллия). Двухстенная конструкция обеспечивает также акустическую и метеоритную защиту.

Спускаемые отсеки, выполняемые, как баллистические аппараты, обладая удовлетворительными характеристиками входа, имеют недостаточно хорошие летные качества на посадочных режимах (малые маневренные возможности). Для повышения летных качеств делаются попытки применить КА переменной геометрии (например, складного крыла), регулируемых зонтов, роторов, гибкого надувного крыла и др. Для окончательного торможения в нижних слоях атмосферы и посадки сейчас используются парашютные системы. Масса парашютной системы составляет 5—10% от массы возвращаемого отсека.

* В данном случае не рассматриваются ракетопланы.

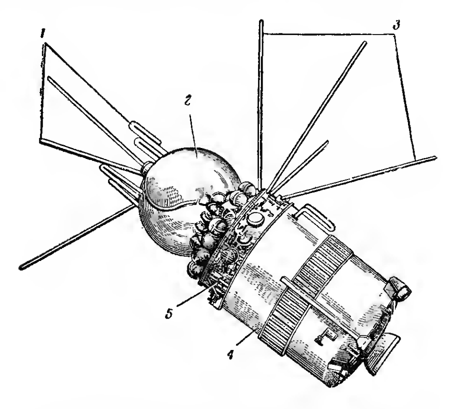


Рис. 144. Космический корабль «Восток» (СССР):
1, 3 — антенны; *2* — спускаемый аппарат; *4* — последняя ступень ракеты-носителя; *5* — приборный отсек.
Вес спускаемого аппарата 3200 *кг* (в том числе вес аппаратуры 800 *кг*), диаметр 2,3 *м*; вес приборного отсека 2330 *кг*

При выборе формы спускаемого отсека необходимо добиваться не только максимального уменьшения нагрева стенок КА и маневренных качеств, но и статической и динамической устойчивости в начальной фазе движения на атмосферном участке спуска.

Компоновочные схемы некоторых КК приведены на рис. 144—146.

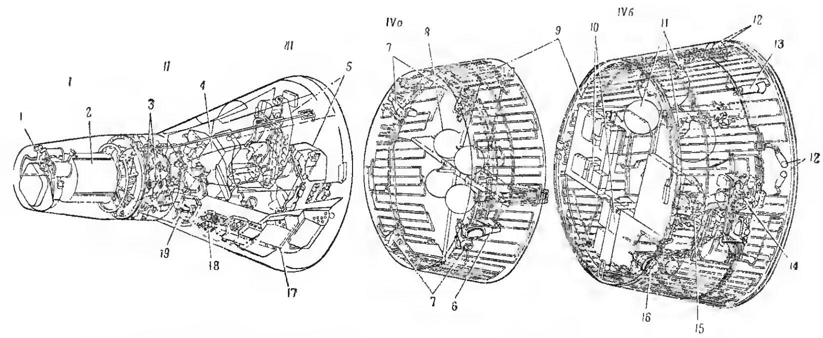


Рис. 145. Космический корабль «Джемини» (США). Компоновочная схема:

I — отсек обеспечения встречи на орбите: *1* — радиолокатор наведения КА на цель; *2* — контейнер с системой парашютов;

II — отсек управления входом в атмосферу: *3* — ДУ ориентации КК при входе в атмосферу (два независимых ЖРД, в каждом по 8 сопел, установлены с интервалом 90°; по два топливных баллона и по одному со сжатым азотом);

III — отсек экипажа с герметической кабиной: *4* — пульт управления (электронное оборудование в негерметизированном кармане корпуса КК); *5* — катапультируемые кресла космонавтов; *17* — БЦВМ и блоки инерциальной системы управления; *18* — блоки питания; *19* — датчики горизонта;

IVа — секция ТДУ: *6* — управляющие сопла (два), создающие продольную (замедляющую) тягу; *7* — управляющие сопла (четыре), создающие поперечную тягу; все сопла являются элементами одной жидкостной двигательной установки (баки *11* с топливом и сжатым газом вытеснительной подачи размещены в секции оборудования); *8* — РДТТ (четыре) тормозной ДУ (смонтированы на балках крестовины); *9* — теплообменник радиатора радиационной системы терморегулирования;

IVб — секция оборудования: *10* — электронные блоки аппаратуры связи, системы управления и оборудования жизнеобеспечения; *11* — топливные баки управляющей ДУ (два с монометилгидразином и два с четырехокисью азота; два баллона со сжатым газом для вытеснительной системы подачи топлива управляющей ДУ на рисунке не показаны); *12* — управляющие сопла (восемь) по крену, тангажу и курсу; *13* — управляющие сопла (два, установлены с интервалом 180°), создающие продольную (ускоряющую) тягу; *15* — топливные элементы; *16* — баки с жидким кислородом и жидким водородом для топливных элементов

Данные КК „Джемини"

Наименование характеристик	КК	Отсек встречи	Отсек управления	Отсек экипажа	Отсек ДУ	
					Секция ТДУ	Секция оборудования
Вес, *кг*	3100—3500	—	—	—	—	—
Длина, *м*	5,80	0,94	0,45	1,90	0,88	1,4
Диаметр, *м*	3,05	0,96	0,96	2,28	3,00	5,0

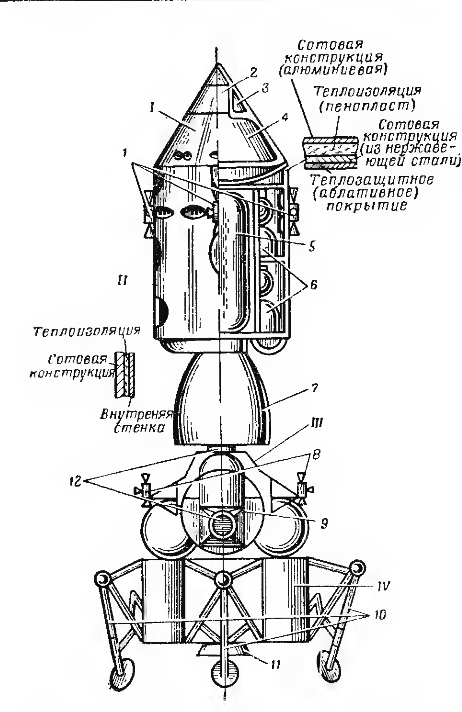


Рис 146. Космический корабль «Аполлон» (проект США). Компоновка при старте с Земли (на ракете-носителе):
I — отсек экипажа; *II* — двигательный отсек; *III* и *IV* — взлетная и посадочная ступени экспедиционного отсека;

(к рис. 146)

1 — управляющие ЖРД (по 4 сопла в каждом); *2* — шлюз для перехода в экспедиционный отсек; *3* — укладка парашютной системы; *4* — кабина экипажа; *5* — один из баков основной ДУ (по два симметрично расположенных бака с окислителем и горючим); *6* — баки с жидким кислородом и водородом для топливных элементов; *7* — сопло основной ДУ; *8* — управляющие сопла ДУ экспедиционного отсека; *9* — кабина; *10* — шасси с шарнирными опорами; *11* — сопло тормозной ДУ посадочной ступени; *12* — шлюз для стыковки с отсеком экипажа

Проектные данные КК „Аполлон"

Наименование	КК	Отсек экипажа	Двигательный отсек	Экспедиционный отсек		Система аварийного спасения
				посадочная ступень	взлетная ступень	
Масса, *кг*	43600	4500	22500	13,6		3000
Длина (высота), *м*	17,2 (без САС)	3,4	7,6	3,2	3,0	10,3
Ширина (диаметр), *м*	—	3,9	3,9	6,0*	4,3	—
Объем кабины, *м*³	—	10,3**/6,2	—	—	—	—

* Диаметр посадочной опоры 8,4 *м*.
** В знаменателе приведен объем, свободный от оборудования.

§ 3. Конструктивные особенности орбитальных космических станций

Орбитальная космическая станция — комплексный многоцелевой космический аппарат, выводимый на геоцентрическую орбиту и приспособленный для выполнения экипажем из нескольких человек в течение длительного времени функций, связанных с управлением и обслуживанием установленного на борту оборудования и аппаратуры.

На первом этапе предполагается использование КС в качестве лаборатории для исследования медико-биологических реакций человека при длительной работе в космических условиях невесомости и искусственной гравитации,

экспериментов и испытаний систем аппаратуры, специальных приборов, материалов в космических условиях, тренировок космонавтов. Кроме того, намечается использование КС в интересах обеспечения связи, картографии, метеорологии, геологической разведки, океанографических исследований. В США космические станции рассматриваются как эффективное средство для размещения командных пунктов, разведывательных систем, систем противоракетной и противокосмической обороны. Возможно также использование больших КС для одиночных и групповых запусков малых космических аппаратов, сборки, запуска и причаливания больших КА, предназначенных для полетов на планеты солнечной системы.

Большинство перечисленных задач может быть решено КС, выводимыми на маловысотные геоцентрические полярные и наклонные орбиты (средняя высота орбиты 200—600 *км*). По критерию эффективного использования выводимой на орбиты полезной нагрузки (минимум запасов топлива для корректировки орбиты и массы метеоритной и радиационной защиты) оптимальные высоты лежат в пределах 300—500 *км*.

По медико-биологическим и экономическим соображениям смена экипажа и пополнение запасов через каждые 90—180 дней.

В интересах уменьшения стоимости КС и их универсального использования и усовершенствования рекомендуется модульный принцип разработки многоцелевых КС. Модульный принцип позволяет наращивать КС, собирать большие КС из отдельных отсеков, заменять отдельные модули вместе с аппаратурой, гибко изменяя тем самым частично или полностью функциональное назначение и специализацию КС.

Для успешного длительного функционирования (полгода и более) комплекс КС должен иметь систему материально-технического снабжения, включающую транспортные КК с отсеками для экипажа и грузов, или систему заменяемых модулей. На первом этапе создания КС транспортные КК могут выполнять функции малой КС с ограниченным сроком функционирования (30—60 дней).

При разработке тактико-технических требований к КС применяют статистические методы определения задаваемых характеристик (объема, массы, потребляемой мощности, потребных ресурсов рабочего времени экипажа), отбирая достаточно большие совокупности конкретных задач, подлежащих решению на борту КС. В целях облегчения КС все ее модули, за исключением отсеков экипажа транспортных КК, разрабатываются как невозвращаемые на Землю конструкции. Длительное нахождение экипажа на борту КС, ограниченные возможности (из-за стоимости) частой смены экипажа и другие факторы обусловливают ряд специфических требований к конструкции КС: обеспечение искусственной гравитации, радиационной и метеоритной защиты, максимальная регенерация на борту средств жизнеобеспечения (кислорода и воды) и др.

Искусственная гравитация может создаваться периодически или постоянно за счет центробежных сил: путем вращения конструкции КС (внешняя центрифуга) или вращения специального контейнера относительно КС. С медико-биологической точки зрения приемлемая скорость вращения — 4 *об/мин*. Кратковременно (до 4 *час*) допускается скорость 8—12 *об/мин* для специально подготовленного персонала. Для создания ускорения, соответствующего g, при $n=4$ *об/мин* необходим радиус вращения 56 *м*. Предполагается, что будет допустим уровень гравитации, соответствующий 0,25—0,30 g. Станции, вращающиеся в плоскости орбиты, требуют размещения ряда приборов в стабилизируемых контейнерах.

Для построения больших (сборных) КС могут применяться надувные и развертываемые конструкции (табл. 45). С целью обеспечения радиационной защиты рекомендуются слоистые конструкции с наполнением из полиэтиленового пенопласта, как более эффективного защитного материала, с оболочкой из металла или синтетических волокнистых материалов. Для уменьшения массы радиационной защиты экипажа считается целесообразным снижение уровня радиации внутри корпуса КС за счет рационального размещения аппаратуры вдоль стенок корпуса.

Наиболее эффективны для метеоритной защиты многослойные конструкции (рис. 147) с применением пенопласта (полиэтиленового, полиуретанового и др.). Наружная оболочка в этом случае является буфером, а пенопласт — улавливателем осколков метеоритов и наружной оболочки.

Наружная (буферная) оболочка из легкого сплава повышает эффективность защиты (осколки буфера, образующиеся при ударе метеорита, имеют малую плотность и легко поглощаются наполнителем). Буфер разрушает

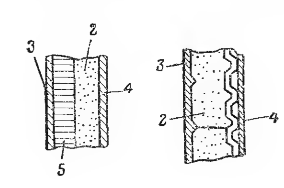
Таблица 45

Ориентировочные (расчетные) характеристики сборных гипотетических конструкций космических станций

Тип КС	Форма	Тип конструкции оболочки	Масса, кг: оболочки	усиливающих элементов конструкции	системы наддува	конструкции без учета слоя метеоритной защиты	слоя метеоритной защиты	всей конструкции	Внутреннее давление, $кГ/см^2$	Объем, $м^3$
Большая тороидальная КС Продолжительность функционирования — 1 год Площадь поверхности 1800 $м^2$ Метеоритная защита 1,2 $кг/м^2$	Тороид	Намотка волокном (дакрон-неопрен) — равнопрочная конструкция	1000	1100	700	2800	2150	4950	0,5	1068
		Ткань (дакрон-неопрен) одинаковой толщины	1400	2000	700	4100	2150	6250	0,5	1068
		Майларовая пленка одинаковой толщины	3750	800	700	5250	2150	7400	0,5	1068
		Гипотетическая пленка равной толщины	1300	350	950	2600	2150	4750	0,5	1068
		Упругое покрытие (неопрен) — равнопрочная конструкция	170	330	700	1200	2150	3360	0,5	1068
Большая гантелеобразная КС Продолжительность функционирования — 1 год Площадь поверхности 680 $м^2$	Гантелевидная	Намотка волокном (дакрон-неопрен) — равнопрочная конструкция	430	365	350	1145	—	1145	0,5	400
		Ткань (дакрон-неопрен) одинаковой толщины	640	660	350	1650	—	1650	0,5	400
		Майларовая пленка равной толщины	1000	860	350	2210	—	2210	0,5	400
		Гипотетическая пленка равной толщины	550	150	350	1050	—	1050	0,5	400
Малая цилиндрическая КС Продолжительность функционирования — 1 месяц Площадь поверхности 58 $м^2$	Цилиндрическая	Намотка волокном (дакрон-неопрен) — равнопрочная конструкция	37	56	52	145	—	145	0,5	32
		Ткань (дакрон-неопрен) одинаковой толщины	54	130	52	236	—	236	0,5	32
		Майларовая пленка одинаковой толщины	138	120	52	310	—	310	0,5	32
		Гипотетическая пленка одинаковой толщины	52	46	52	150	—	150	0,5	32

крупные метеориты, ослабляет ударную волну. Более эффективны (на 20%) волнистые буферы.

Многослойные конструкции предотвращают также отколы внутренней поверхности корпуса при ударах метеоритов.



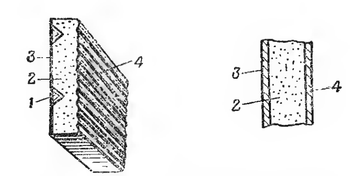


Рис 147. Разновидности конструкции оболочки корпуса космической станции (КС): *1* — стрингер; *2* — слой пенопласта; *3* — оболочка корпуса; *4* — буферная оболочка; *5* — сотовая конструкция с полиуретановым наполнителем

В табл. 46 приведены примерные характеристики конструкций оболочек КС, для построения которых используются различные материалы.

Одним из проектов орбитальной космической станции является разрабатываемая в США программа создания пилотируемой орбитальной лаборатории MOL (Manned orbitig laboratory) военного назначения. Основной ее корпус (рис. 148) — цилиндр диаметром 3 *м*, длиной 9—12 *м*.

Таблица 46

Характеристика оболочек космических станций

Материал	Плотность материала ρ, *кг/см³*	Масса противометеоритной защиты (в относительных единицах)	Масса противорадиационной защиты (в относительных единицах)	Общая масса конструкции корпуса (в относительных единицах)	Показатель стоимости (уменьшения массы конструкции), *долл/кг*
Алюминий 2219-Т87	2,77	1,0	1,0	1,0	—
Магний AZ-80A	1,04	0,81— ,87	0,99	0,86	0
Магний-литиевый сплав LA-141A	1,35	0,67—0,77	0,97	0,72	170
Стекловолокно	1,96	0,84—0,89	1,00	0,93	264
Синтетический материал Fortisan (типа вискозы)	—	0,70—0,80	0,89	0,90	220
Титан 6Al-4V	2,93	1,17—1,27	1,10	1,30	—

Примечание. Показатель стоимости рассчитан по формуле

$$C = (C_i - C_{Al})/(M_{Al} - M_i),$$

где C_{Al} — стоимость конструкции из алюминия; C_i — стоимость конструкции из *i*-го материала; M_{Al} — масса конструкции из алюминия; M_i — масса конструкции из *i*-го материала.

За единицу массы принята соответствующая масса конструкции из алюминия.

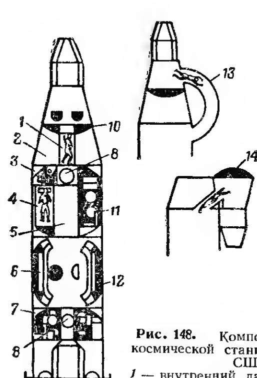


Рис. 148. Компоновочная схема космической станции MOL (проект США):

1 — внутренний лаз (I вариант перехода из КК «Джемини» в КС); *2* — отсек ДУ КК «Джемини» (исполняет функции переходника); *3* — помещение для умывания; *4* — койки; *5* — герметизированный отсек для оборудования и хранения продовольствия; *6* — пульт управления; *7* — негерметизированный отсек оборудования; *8* — люки входа и выхода в космос; *9* — последняя ступень ракеты-носителя «Титан-IIIМ»; *10* — теплозащитный экран; *11* — отсек экипажа; *12* — герметизированный отсек оборудования; *13* — внешний складной лаз из армированной металлом пластмассы (II вариант перехода); *14* — III вариант перехода с использованием шарнира для поворота КК «Джемини»

В головной части присоединяется облегченный КК «Джемини» (масса 2,7 *т*), а в хвостовой части — верхняя ступень ракеты-носителя «Титан-IIIМ», выводимая на орбиту вместе с основным корпусом КС. Общая длина КС 21 *м*. Оболочка корпуса слоистой конструкции, толщина стенки 50—75 *мм*. Наружная обшивка (буфер) из алюминиевых гофрированных листов толщиной 0,15 *мм*. Бортовая двигательная установка — восемь ЖРД с тягой по 75 *кГ* (помимо двигателей КК «Джемини») — предназначается для ориентации и маневров КС в космосе. В случае необходимости создания искусственной гравитации предполагается использование схемы с тросом. Для этого КС после вывода на орбиту соединяется с последней ступенью ракеты-носителя длинным тросом и вместе с последней раскручивается относительно центра вращения, лежащего на тросе.

Некоторые характеристики других КС по предварительным проектам США приведены в табл. 47.

Глава 3

МАТЕРИАЛЫ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

§ 1. Влияние глубокого вакуума на материалы

В космическом пространстве, характеризующемся разряженным состоянием газов, компоненты испарения, покидая поверхность КА, практически вновь на ней не осаждаются.

Наименьшей стойкости к испарению в глубоком вакууме обладают Cd, Zn и Mg (рис. 149). Испарение других металлов (Al, Fe, Ti, Ni) можно практически не учитывать в том случае, если в конструкции КА не возникают достаточно высокие температуры.

Процесс испарения металлических сплавов определяется давлением паров компонентов. В сплавах, состоящих из компонентов, имеющих близкие значения давления паров (например, система Mg — Zn), скорость испарения при данной температуре остается примерно постоянной. В сплавах, состоящих из компонентов, сильно отличающихся значениями давления паров (например, система

Таблица 47

Предполагаемые характеристики космических станций
(предварительные проекты США)

Космические станции	Ракета-носитель	Экипаж, человек	Продолжительность полета, месяцы	Масса, т	Объем герметизированных отсеков, м³	Масса научного оборудования, т	Диаметр при старте, м	Мощность системы энергоснабжения, квт
MOL	„Титан-IIIМ"	2	До 1	10—11	28,3	2,5	3,05	2—4
MORL	„Сатурн-IB"	6	12	13,6—16	170—200	4,54—6,7	6,6	6
Extand Apollo	„Сатурн-IB"	3	До 4	13,6—16	10,2—38,5	0,64—2,8	3,9	2,4
AORL	„Сатурн-IB"	6	12	13,6—16	170	4,54—6,7	6,6	6
LORL (Lockheed)	„Сатурн-V"	24—36	12—36	112	1897	27,2—37,4	10	24—30

Al — Mg), преимущественно испаряется более летучий компонент, что вызывает уменьшение его содержания в поверхностных слоях. Скорость испарения в этом случае определяется диффузионной подвижностью атомов летучего компонента, которая становится заметной лишь при относительно высоких температурах.

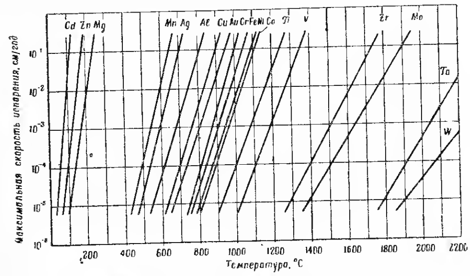


Рис. 149. Изменение максимальной скорости испарения металлов в вакууме в зависимости от температуры $t°$ С

Испарение металлических материалов протекает по поверхности неравномерно. В наибольшей степени испарение идет по границам зерен, где наблюдается неупорядоченное расположение атомов и большое число дефектов кристаллической решетки. Результатом избирательного испарения металлов и сплавов является понижение степени чистоты поверхности и изменение ее оптических характеристик, что может вызвать нарушение системы терморегулирования КА (см. гл. 13).

На процесс испарения металлов существенное влияние оказывают пленки окислов на поверхности. В условиях вакуума окисная пленка может возникнуть вновь даже после удаления (например, в результате истирания). Скорость окисления металла приблизительно равна величине, соответствующей частоте столкновения молекул кислорода с поверхностью. В космическом пространстве (p меньше 10^{-12} *мм рт. ст.*) поверхность может оставаться абсо-

лютно чистой в течение нескольких недель или месяцев. Влияние окисления на процесс испарения металлов зависит от природы окислов. При образовании летучих окислов (например, окислов Mo, W и др.) потери металла могут возрастать. Термически стойкие и сплошные окисные пленки замедляют процесс испарения металлов. Одним из путей борьбы с сублимацией является создание защитных покрытий (оксидных, фосфатных), обладающих большей стабильностью в вакууме, чем основные металлы.

Неорганические материалы (керамика), состоящие из окислов и других соединений Al, Be, Cr, Mg, Si, Ti и Zn, обладающих низким давлением паров, пригодны для длительного использования в космическом пространстве. Стабильность в глубоком вакууме материалов на органической основе (пластмассы) в значительной степени зависит от их состава и процесса производства. Нежелательной составляющей пластмасс являются пластификаторы, которые улетучиваются в вакууме, что способствует развитию хрупкости материалов.

Приближенные значения температур, при которых теряется 10% веса полимеров в год при $p=10^{-6}$ *мм рт. ст.*, составляют: для нейлона — 30—210°, нитроцеллюлозы — 40°, эпоксидной смолы — 40—240°, полиуретана — 70—150°, полиметилметакрилата — 100—200°, полистирола — 100—220°, фенольной смолы — 130—270°, каучука натурального — 190°, изобутилена — 200°, полиэтилена высокой плотности — 290° и политетрафторэтилена — 380° C.

Весьма высокой стойкостью в глубоком вакууме обладает политетрафторэтилен (фторопласт или тефлон). Испытание при $p=10^{-10}$ *мм рт. ст.* и температуре 100° C в течение 72 *час* не выявило потери веса у этого полимера.

Основными факторами, определяющими влияние вакуума на внешнее трение, являются: изменение состояния поверхности твердых тел, затруднение теплопередачи с узла трения, легкая испаряемость жидких и твердых материалов, имеющих высокое давление паров. В условиях глубокого вакуума отсутствие на поверхности сопрягаемых металлических деталей окисных пленок и адсорбированных газов вызывает повышение коэффициента трения и может привести к схватыванию металла, что исключает относительное скольжение трущихся поверхностей. Надежная работа узлов трения в космосе достигается их герметизацией и применением смазок, достаточно стабильных в условиях глубокого вакуума.

Жидкие смазки в космосе оказываются в большинстве случаев непригодными вследствие высокого давления паров и сильной зависимости вязкости от температуры. В условиях не очень глубокого вакуума ($p=10^{-6}$ *мм рт. ст.*) могут применяться ограниченное время густые смазки с низким давлением паров и малой скоростью испарения.

Металлические покрытия, наносимые на трущиеся поверхности тонким слоем, являются эффективным способом смазки в условиях космоса. В качестве покрытия могут применяться серебро, золото, кобальт, никель и др. Коэффициент трения в вакууме металлических пар с покрытием из золота составляет 0,13. Недостаток тонких металлических покрытий состоит в недолговечности: они изнашиваются и не самовосстанавливаются. Повреждение покрытий может вызывать определенные ограничения в том случае, если детали должны проходить наземные испытания перед полетом.

Неметаллические материалы в паре с металлическими обладают бо́льшими достоинствами: несвариваемость контактирующих покрытий в вакууме при повышенных нагрузках и температурах; хорошее взаимодействие сопрягаемых деталей не только в условиях граничного трения, но и при сухом трении, так как такие пары, как правило, являются самосмазывающимися. Из полимерных материалов лучшие результаты дают фторорганические соединения. Коэффициент трения фторопласта-4 составляет около 0,04 при трении по металлу и керамике в вакууме. Он почти не меняется в широком диапазоне температур (от —253° до +300° C) и давлений, включая космический вакуум. Недостаток фторопласта-4 — невысокая радиационная стойкость.

Весьма эффективным смазывающим материалом в условиях вакуума является дисульфид молибдена (MoS_2), который может применяться как для покрытий, так и изготовления целых деталей. Для изготовления деталей в качестве связующего вещества применяются искусственные смолы. Использование таких материалов, как стекло, сапфир, пирокерамика и карбиды, ограничивается из-за высокой хрупкости.

Пористые материалы относятся к группе самосмазывающихся твердых веществ. Для пропитки могут исполь-

зоваться не только масла или смазывающие вещества с низким давлением паров, но и серебро, дисульфид молибдена или фторопласт.

§ 2. Влияние радиационного облучения на строение и свойства материалов

Под радиационным облучением понимают воздействие на материалы потока корпускулярных частиц (протонов, нейтрона и др.) и электромагнитных волн (γ-лучей, рентгеновских лучей и др.). В космическом пространстве на материалы оказывают влияние солнечная радиация, космическая радиация и геомагнитное излучение (радиационные пояса). Возможно также воздействие искусственной радиации, вызванной ядерными взрывами в космосе, а также возникающей при работе ядерных установок, находящихся на борту КА.

Радиационное облучение материалов вызывает: образование «пар Френкеля», т. е. вакантных узлов (вакансий) и атомов, внедренных в межузлия кристаллической решетки, вследствие упругого столкновения частиц с ядрами атомов вещества; нарушение электронной структуры вещества (ионизационные эффекты) в результате столкновения частицы с орбитальными электронами, при этом возможно либо выбивание электрона из атома или молекулы (ионизация), либо перевод электрона на более высокий энергетический уровень (возбуждение); местное повышение температуры (термический пик), связанное с упругими колебаниями кристаллической решетки на пути прохождения частиц и выбитых со своего места атомов; образование атомов новых элементов (примесных атомов) в процессе ядерного распада, а также при захвате ядром корпускулярных частиц; радиационную эрозию в результате отрыва атомов с поверхности под влиянием ударов космических частиц.

Радиационное повреждение металлических материалов в основном обусловлено смещением атомов. В результате облучения изменяются структурно чувствительные характеристики: повышается удельное сопротивление, снижаются пластичность и вязкость, возрастают прочность и главным образом сопротивление малой пластической деформации. При нагреве вследствие взаимного уничтожения вакансий и смещенных атомов эффект облучения уменьшается. Существенное изменение свойства металлических материалов наблюдается при больших интегральных дозах облучения (например, в реакторных установках). В космическом пространстве металлы и сплавы могут работать длительное время без заметных радиационных повреждений.

Основным видом радиационных повреждений органических материалов (пластмасс, эластомеров, масел и др.) являются ионизационные эффекты. В результате облучения полимеров наблюдаются два процесса: 1) сшивание, заключающееся в образовании поперечных связей и приводящее к увеличению молекулярного веса; следствием этого процесса является возрастание модуля упругости и твердости, повышение термостойкости, уменьшение растворимости и набухаемости полимера, снижение его эластичности. Возникновение ограниченного числа поперечных связей в некоторых случаях (например, в полиэтиленовой изоляции) может оказывать положительное влияние; 2) деструкция, т. е. разрывы атомных связей, приводящие к уменьшению среднего молекулярного веса. Деструкция вызывает снижение модуля упругости, вязкости, твердости и прочности. Во многих полимерах оба процесса протекают одновременно и их различают в зависимости от того, какой процесс преобладает. К сшивающимся полимерам относят: полистирол, полиэфиры, полиамид (нейлон), полипропилен, каучук, полиэтилен; к деструктирующим — полиметилмитакрилат, поливинилхлорид, политетрафтоэтилен, целлюлоза, полиизобутилен.

При допустимых дозах облучения радиационных повреждений материалов не наступает (табл. 48).

Радиационная стойкость органических материалов зависит от степени разрежения газов. В глубоком вакууме вследствие небольшого содержания кислорода радиационные повреждения многих полимеров меньше, чем на воздухе. Так, политетрафторэтилен, обладающий низкой радиационной стойкостью в атмосферных условиях, может применяться на КА, подвергающихся в течение длительного времени воздействию космической радиации.

Большая часть неорганических материалов (керамика, ионные соли, минералы и др.) по радиационной стойкости занимает промежуточное положение между металлом и органическими материалами. Исключение составляют не-

Таблица 48

Приближенные значения допустимых доз радиационного облучения органических материалов *(Мрад)*

Материал	Допустимая доза облучения	Доза облучения, при которой свойства изменяются на 25%
Полистирол	800	4000
Полиэфир (с наполнителем)	40	400
Полиэтилентетрафталат (майлар)	30	100
Полихлорвинил	20	100
Полиэтилен	20	100
Фенольные смолы (без наполнителя)	3	10
Каучук натуральный	2	50
Полихлортрифторэтилен	2	20
Неопреновый каучук	2	6
Полиамид (нейлон)	1	5
Политетрафторэтилен	0,02	0,04

которые виды стекла, изменяющего свои оптические свойства, и полупроводники. При облучении последних возможны как стабильные повреждения (смещения атомов), так и кратковременные изменения (ионизация и возбуждение), что приводит к изменению электрической проводимости (рис. 150). Наиболее чувствительны к облучению транзисторы, фотоэлектрические преобразователи и солнечные батареи.

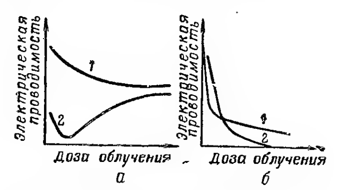


Рис. 150. Изменение электрической проводимости полупроводниковых материалов (*а* — германий; *б* — кремний) в зависимости от дозы облучения: *1* — проводимость *p* типа; *2* — проводимость *n* типа

Радиационная эрозия, происходящая вследствие соударений с протонами, ионами и другими космическими частицами, незначительна. Расчеты показывают, что потери материала с поверхности могут составить несколько десятков или сотен ангстрем в год. Однако в результате эрозии заметно ухудшаются оптические свойства зеркал и иллюминаторов и изменяется излучающая способность поверхности, что может оказать влияние на терморегулирование КА.

§ 3. Криогенные материалы

Криогенными называются материалы, сохраняющие пластичность и вязкость, обеспечивающие надежную работу конструкций при низких температурах. При отрицательных температурах металлы и сплавы становятся хладноломкими. Хладноломкость — свойство ряда металлов и сплавов при достаточно низких температурах разрушаться хрупко, без заметной пластической деформации. На хладноломкость металлов и сплавов влияют тип кристаллической решетки, примеси, структура, размер зерна, химический состав, технология обработки, воздействующая как на структуру, так и на состояние поверхности (наклепы, надрезы, остаточные напряжения), а также снижение температуры, увеличение скорости деформации, вид напряженного состояния. Обычно чем крупнее деталь, тем больше вероятность хрупкого разрушения из-за возможных трещин, инородных включений.

Критерием для оценки хладноломкости является критическая температура хрупкости (хладноломкости) $T_{крт}$, при которой металлы и сплавы из пластического состояния переходят в хрупкое. В зависимости от типа исходных заготовок (прутки, штанги, лист, полоса) для определения величины $T_{крт}$ испытываются надрезанные образцы на ударный изгиб (I) и на растяжение (II) при нормальной и низких температурах.

Температура $T_{крт}$ при испытании I рода определяется в зависимости от ударной вязкости

$$a_н = A/S_н,$$

где A — работа разрушения надрезанного образца, *кГм*; $S_в$ — площадь образца в основании надреза, *см*^{2}. Условно

считается, что при $T_{крт}$ величина $a_н$ снижается на 50% по сравнению с первоначальной.

Температура $T_{крт}$ при испытании II рода определяется в зависимости от величины отношения пределов прочности надрезанного $\sigma'_в$ и ненадрезанного $\sigma_в$ образцов. При $T_{крт}$ величина $\sigma'_в/\sigma_в = 0{,}9$; материал сохраняет пластичность и вязкость, достаточные для надежной работы конструкции. При испытании II рода V-образный надрез на плоском образце должен иметь такие размеры, чтобы коэффициент концентрации напряжений

$$\alpha_к = \sqrt{d/\rho} = 6{,}3\,.$$

где d — половина расстояния между надрезами; ρ — радиус кривизны в вершине надреза.

Следует иметь в виду, что $\alpha_к = 3$ соответствует концентрации напряжений для круглого отверстия, а $\alpha_к = 18$ — концентрации напряжений в вершине трещины.

Криогенными материалами в области температур кипения жидкого кислорода и гелия (до $-193 \div 271{,}3°$ С) являются преимущественно металлы и сплавы, имеющие решетку гранецентрированного куба: никель, алюминий, медь и их сплавы, некоторые нержавеющие стали.

Стали. Все конструкционные низко- и среднелегированные стали средней и высокой прочности, относящиеся к мартенситному и перлитному классам, хладноломки, так как при $t = -196°$ С величина $\sigma'_в/\sigma_в < 0{,}9$. Нержавеющие стали аустенитного класса сохраняют высокую пластичность и вязкость до $t = -253°$ С (табл. 49), а нержавеющие стали переходного и мартенситного классов — до $t = -196°$ С (табл. 50).

Алюминиевые сплавы. Сплавы типа Д16 и В95 относятся к группе термически упрочняемых. Они и их сварные соединения охрупчиваются при $t = -196°$ С. Сплавы системы Al — Mg (АМг, АМг3, АМг6) при $t = -253°$ С пластичны и вязки (табл. 51), упрочняются путем наклепа. В наклепанном состоянии нехладноломки до $t = -253°$ С. Сварные соединения этих сплавов сохраняют высокую пластичность и вязкость при $t = -253°$ С.

Титановые сплавы. Все β-сплавы и термически обработанные (α+β)-сплавы титана охрупчиваются при $t = -253°$ С. Сплав ВТ6 (Ti—6Al—4V) в отожженном

Таблица 49

Прочностные характеристики стали аустенитного класса

Марка стали	Состояние	Пределы, кГ/мм²: текучести, $\sigma_{0,2}$, +20°	−196°	−253°	прочности $\sigma_в$, +20°	−196°	−253°	Относительное удлинение δ_5, %, +20°	−196°	−253°	Разрушающее усилие* A, кГм, +20°	−196°	−253°
1Х18Н9Т (пруток)	Закалка	24	36	42	62	165	190	42	30	25	—	—	—
[illegible]	»	26	42	49	63	162	176	65	35	31	15—22	12—15	12
[illegible]	»	25	56	83	67	162	188	68	35	25	15—16	14—16	—

* На образцах Шарпи с V-образным надрезом.

Таблица 50

Прочностные характеристики стали переходного и мартенситного классов

Марка стали	Состояние	Пределы, кГ/мм²: текучести $\sigma_{0,2}$, +20°	−196°	−253°	прочности $\sigma_в$, +20°	−196°	−253°	Относительное удлинение δ_5, %, +20°	−196°	−253°	Ударная вязкость $a_н$, кГм/см², +20°	−196°	−253°
СН-2А (лист)	Нормализация, обработка холодом, старение	100	139	—	124	183	—	18	22	—	11	8	—
ВНС-2 (пруток)	Нормализация, отпуск	90	130	16[illegible]	110	150	165	15	15	6,5	17	5	—

Таблица 51

Прочностные характеристики алюминиевых сплавов

Марка сплава	Состояние	Пределы, $кГ/мм^2$: текучести $\sigma_{0,2}$			прочности $\sigma_в$			Относительное удлинение δ_5, %			Поперечное сужение ψ, %			Ударная вязкость $a_н$, $кГм/см^2$		
		+20°	−196°	−253°	+20°	−196°	−253°	+20°	−196°	−253°	+20°	−196°	−253°	+20°	−196°	−253°
АМг	Отжиг	14	18	—	18	31	—	30	50	—	61	57	—	10	10	—
АМг6	„	18	18,5	27	37	52	61	17	31	34	29	33	27	—	—	—

Таблица 52

Прочностные характеристики титановых сплавов

Марка сплава	Пределы, $кГ/мм^2$: текучести $\sigma_{0,2}$			прочности $\sigma_в$			прочности надрезанного образца $\sigma'_в$			Отношение $\sigma'_в/\sigma_в$			Относительное удлинение δ_5, %		
	+20°	−196°	−253°	+20°	−196°	−253°	+20°	−196°	−253°	+20°	−196°	−253°	+20°	−196°	−253°
ВТ5-1	72	119	146	82	128	163	110	162	165	1,34	1,27	1,01	16,5	16	15
ВТ6	89	143	176	95	155	187	117	146	150	1,24	0,94	0,80	14,0	13	7

Таблица 53

Прочностные характеристики никелевых сплавов

Марка сплава	Состояние	Пределы, $кГ/мм^2$: текучести $\sigma_{0,2}$			прочности $\sigma_в$			Относительное удлинение, σ_5, %			Поперечное сужение ψ, %			Ударная вязкость $a_н$, $кГм/см^2$		
		+20°	−196°	−253°	+20°	−196°	−253°	+20°	−196°	−253°	+20°	−196°	−253°	+20°	−196°	−253°
ВЖ101 (лист)		82	93	106	112	140	144	34	—	21	42	28	20	—	—	—
ЭИ475Б (пруток)	Закалка и старение	69	80	—	130	136	—	25	18	—	20	15	—	5	3,5	—

Таблица 54

Характеристики криогенных материалов по удельной прочности

Марка сплава	Состояние	Удельные пределы: текучести $(\sigma_{0,2}/\gamma)\cdot 10^{-5}$, см			прочности $(\sigma_в/\gamma)\cdot 10^{-5}$, см			Отношение $\sigma'_в/\sigma_в$		
		+20°	−196°	−253°	+20°	−196°	−253°	+20°	−196°	−253°
304L	50% наклепа	14	16,5	20,4	15,5	22,1	26,7	1,09	1,04	1,09
310	75% „	14	18,8	22,3	15,7	21,4	24,6	1,07	1,11	1,12
5052	38% „	104	12,7	14,5	11,9	16,5	23,4	1,07	1,01	0,9
2014	Закалка и старение	16,7	18,8	21,8	18,5	21,6	24,9	1,02	0,98	0,94
6061	То же	11,2	13,2	14,2	12,2	16,0	20,8	1,05	1,00	0,93
ВТ5-1	Отжиг	17,8	29	36,4	18,8	31	38,6	1,34	1,22	0,97
К-Монель	Старение	8,1	9,9	11,4	12,9	15,3	16,8	0,93	0,95	0,91

γ — удельная плотность материала.

состоянии вязок при $t = -196°$ С и становится чувствительным к надрезу при $t = -253$ С. Перспективными для работы при низких температурах являются α-сплавы. Лучшим из них по величине $\sigma'_{в}/\sigma_{в}$ (табл. 52) является сплав ВТ5-1. Для работы при $t = -253°$ С в сплаве ВТ5-1 оговаривается содержание примесей: $O_2 \leqslant 0{,}12\%$; $Fe \leqslant 0{,}25\%$.

Никелевые сплавы. Сплавы на основе никеля, являясь жаропрочными, сохраняют высокую пластичность и вязкость до $t = -253°$ С (табл. 53). Иностранные сплавы К-Монель, Инконель-Х, Рене-41, Хастеллой-В после 40% наклепа также нехладноломки при $t = -253°C\left(\sigma'_{в}\ \sigma_{в} \geqslant 0{,}9\right)$.

Удельная прочность некоторых криогенных материалов. При выборе криогенных материалов для КА необходимо учитывать требования высокой удельной прочности $\sigma_{в}/\gamma$; $\sigma_{0,2}/\gamma$) при низких температурах (табл. 54).

§ 4. Радиопоглощающие и радиопрозрачные материалы

Радиопоглощающие материалы (РПМ) при нанесении в виде слоя на поверхность защищаемого объекта поглощают электромагнитную энергию, преобразуя ее в различные виды электромеханической работы в самом веществе слоя (поглощение, рассеяние, интерференция). РПМ должны максимально поглощать электромагнитные колебания в широком диапазоне длин волн, иметь высокие механические свойства и минимальный вес, а также отвечать своему назначению при высоких и низких температурах и в глубоком вакууме.

Узкодиапазонные РПМ в простейшем случае представляют собой резонансный поглотитель, состоящий из однородного слоя диэлектрика, нанесенного на защищаемую металлическую поверхность. В результате подбора (расчета) толщину слоя диэлектрика, его диэлектрическую и магнитную проницаемости, а также величину тангенса угла диэлектрических потерь выбирают такими, чтобы коэффициент отражения падающих электромагнитных волн был близок к нулю.

Широкодиапазонные РПМ значительно толще, чем узкодиапазонные и в отличие от последних поглощают большую часть энергии, прежде чем электромагнитные волны достигнут отражающей поверхности. Широкодиапазонные РПМ работают на принципе так называемого «электрического болота», согласно которому величина электрических потерь тем больше, чем толще слой поглотителя. Широкодиапазонные РПМ в большинстве случаев состоят из нескольких слоев диэлектрика (с малой диэлектрической проницаемостью) и расположенных между ними поглощающих пленок. Такое покрытие является аналогом резонансной структуры, где количество резонансных частот, а следовательно, широкополосность покрытия, зависит от числа слоев. Примером широкодиапазонного РПМ типа «электрического болота» является материал, состоящий из ряда слоев диэлектрика с малыми диэлектрическими потерями ($tg\,\delta \approx 0$) и тонких листов плохопроводящего материала, поверхностное сопротивление которого уменьшается на постоянную величину по мере приближения листов к защищаемому металлу.

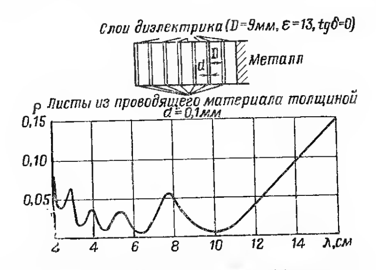


Рис. 151. Расчетное изменение коэффициента отражения ρ семислойного радиопоглощающего материала в зависимости от длины волны λ поглощаемого излучения

Коэффициент отражения ρ для семислойного материала зависит от длины волны поглощаемого излучения (рис. 151). Для большинства современных РПМ коэффициент отражения составляет около 1%, а для некоторых материалов эта величина может быть снижена до 0,01%.

В настоящее время разработан ряд ферритовых РПМ материалов, которые являются весьма стойкими при резких изменениях окружающей среды. Покрытия из таких материалов имеют небольшой вес, хорошую устойчивость к воздействию акустического удара, химических реагентов и эрозии, и легко наносятся на криволинейные участки поверхности летательных аппаратов. Эти материалы, будучи широкодиапазонными, способны обеспечить поглощение электромагнитного излучения в диапазоне метровых и дециметровых волн, при этом ослабление отражения энергии составляет около 13 *дб*.

Для воздушно-космических летательных аппаратов в США разработан широкодиапазонный листовой РПМ, представляющий собой эластичную кремнийорганическую пену, способную длительное время работать при температурах до +260° С. Вес 1 *м*² листа при толщине 9,5 *мм* составляет 2,98 *кг*. Листы при такой толщине поглощают излучения в диапазоне 7,5 *Ггц* и выше, а листы толщиной 28,6 *мм* — в диапазоне 2,4 *Ггц* и выше. Кремнийорганическая пена может применяться также и в сантиметровом диапазоне волн. Этот материал не изменяет своего коэффициента поглощения в условиях высокой влажности. Поскольку его поры не закрываются, представляется возможным поглощение больших величин энергии при использовании воздушного охлаждения.

Важным моментом в разработке новых РПМ для защиты космических объектов явилось создание комбинированных теплозащитных РПМ. Абляционные свойства таких материалов достигаются введением пластмасс в состав радиопоглощающих покрытий.

Радиопрозрачные материалы (РПРМ) в большинстве случаев представляют собой диэлектрики, а в некоторых случаях и полупроводники (ферриты), отличающиеся большой пропускной способностью направленного на них потока радиоволн. РПРМ должны обладать высокими электрофизическими, механическими и аэродинамическими свойствами и в первую очередь обеспечивать максимальную радиопрозрачность. Радиопрозрачность зависит как от свойств самого материала, так и от угла падения лучей, формы изделия и от отношения его толщины к длине волны и в значительной степени определяется коэффициентом потерь ζ, который должен иметь минимальное значение и не превышать 0,1. Этот коэффициент определяется

диэлектрической проницаемостью ε и тангенсом угла диэлектрических потерь $\operatorname{tg}\delta$:

$$\zeta = \varepsilon \operatorname{tg}\delta.$$

РПРМ должны обеспечивать затухание амплитуды с минимальным искажением диаграммы направленности (0,05 градиента на градус и менее), обладать широким диапазоном рабочих температур (до 500° С) и малым изменением ε и $\operatorname{tg}\delta$ во всем диапазоне температур.

РПРМ бывают одно- и многослойными. Из последних наибольшее применение нашли трехслойные, состоящие из внешних монолитных силовых слоев и внутреннего — заполнителя, обычно не сплошного. В однослойных и наружных слоях многослойных РПРМ широко используются асбо- и стеклопластики с полиэфирными, фенольными и кремнийорганическими смолами в качестве связок.

Хорошей радиопрозрачностью обладают пено- и поропласты (с весьма малыми размерами пор) на основе полиуретана, полистирола, кремнийорганических смол, стекла и керамики. Благодаря большой пористости они обладают очень низкими диэлектрическими потерями ($\operatorname{tg}\delta = 10^{-4} \div \div 10^{-3}$; $\varepsilon = 1{,}05 \div 2{,}0$) и широко используются в качестве обтекателей антенн, а также для герметизации волноводного тракта со стороны рупорных антенн. В зависимости от рабочего температурного интервала в качестве РПРМ используются следующие диэлектрики: до 60° — полистирольный пенопласт марки ПС-1; до 125° — текстолит марки ВЧ ($\operatorname{tg}\delta = 0{,}07$); до 175° — пенополиуретан марки ПУ-101А; до 200° — стеклотекстолит марки СВФЭ-2 ($\operatorname{tg}\delta = 0{,}05$) и пенопласт формальдегидной марки ФК-20-А-20; до 220° — стеклотекстолит марки СТК-41 ($\operatorname{tg}\delta = 0{,}06$).

Для обтекателей, работающих при температуре до 500° С, применяется пенокерамика с удельным весом ~0,6 *г/см*³, которая в интервале температур 20—500° С и частоте 10 *Ггц* сохраняет следующие характеристики: $\operatorname{tg}\delta = 0{,}0015$; $\varepsilon = 1{,}8$; сопротивление изгибу $\sigma_{из} = 50$—40 *кГ/см*². В ряде случаев, когда от РПРМ требуется повышенная сопротивляемость высоким температурам, термическим ударам, вибрации и эрозии, пеноматериалы и пластмассы с органической связкой не всегда могут оказаться достаточно стойкими в таких сложных условиях. По зарубежным данным, в этих случаях может найти применение пирокерам — бесщелочная стекломасса, кото-

рая при обжиге (после формовки обтекателей) превращается в высокопрочный кристаллический материал, выгодно сочетающий хорошую радиопрозрачность с достаточно высокими механическими и диэлектрическими свойствами. Так, при $t=500°$ С и частоте 10 *Ггц* $\operatorname{tg}\delta=0{,}0015$, $\varepsilon=5{,}5$. Удельный вес пирокерама $\approx 2{,}6$ *г/см*³, а по удельной прочности сорта пирокерама находятся на уровне конструкционных сталей. Пирокерам противостоит кратковременным нагревам до 1200° С.

§ 5. Материалы солнечных батарей

Материалом стандартных солнечных элементов является монокристаллический полупроводниковый кремний с проводимостью типа *n*, который для создания *p—n* перехода легируется бором (акцепторной примесью). В настоящее время представляется возможным получать пластинки монокристаллического кремния небольших размеров (до 2—4 *см*²). Кремниевые солнечные элементы *p—n* типа характеризуются невысоким к. п. д., составляющим 8—12% (табл. 55) и доходящим в отдельных случаях до 14—15%. Максимальный к. п. д. кремниевых элементов не превышает 19%.

Таблица 55

Характеристика солнечных элементов

Марка элемента	Размеры, *мм*	Рабочая площадь, *см*²	Средний к. п. д., %	Выходной ток, *ма*	Выходная мощность, *мвт*
ФКД-2	10×10	0,85	8	18	7,2
ФКД-3	10×15	1,275	8	27	10,8
ФКД-4	10×20	1,70	8	36	14,4
ФКД-5	10×30	2,40	8	50	20,0

Кремниевые солнечные элементы весьма чувствительны к воздействию космической радиации. Мощность стандартной солнечной батареи американского спутника «Эксплорер-IV» за 10 дней пребывания в космосе уменьшилась под влиянием радиации на 25%. Из-за большой хрупкости кремния солнечные элементы устанавливают на жесткие

подложки, вес которых в 4 раза превышает вес самих элементов. Вследствие этого удельная мощность (отношение мощности к весу) стандартных солнечных батарей невелика (13—30 *вт/кг*). Малыми размерами кремниевых элементов объясняется большое количество промежуточных соединений батареи в панели (секции), что утяжеляет конструкцию батареи и ухудшает ее весовые характеристики.

Основные направления совершенствования солнечных батарей: повышение к. п. д. солнечных элементов, увеличение удельной мощности батареи, уменьшение чувствительности солнечных элементов к радиации.

К. п. д. повышается, главным образом, установкой отражателей и концентраторов солнечной энергии, увеличивающих световой поток, падающий на солнечные элементы, а также применением новых, более совершенных материалов для элементов. Так, к. п. д. элементов из арсенида галлия (GaAs) может достигать 23%.

Увеличение удельной мощности солнечных батарей достигается применением тонкопленочных солнечных элементов взамен обычных. Такой элемент состоит из светочувствительной полупроводниковой пленки (толщина ее около 20 *мк* и площадь до 50 *см*²), нанесенной на подложку толщиной около 0,05 *мм*, являющуюся одним из коллекторных электродов. Вторым электродом обычно служит экранная сетка, напыленная на тонкопленочный элемент. Все это помещается в прозрачную оболочку, предохраняющую элемент от воздействия влаги и пыли.

Материалы тонкопленочного элемента с проводимостью типа *n* — сульфид кадмия, теллурид кадмия, арсенид галлия; с проводимостью типа *p* — окись меди, теллурид меди, сульфид меди.

В большинстве случаев базой элемента является материал с проводимостью типа *n*, а слой с проводимостью типа *p* создается легированием поверхностного слоя пленки соответствующей примесью.

Для подложки служит молибденовая фольга, фольга фосфористой бронзы, полиамидная пленка; экранная сетка напыляется золотом или наносится серебряной краской. Наиболее перспективным материалом оболочки является полиамидная пленка. При к. п. д. 5% удельная мощность батареи с тонкопленочными элементами составит 110—130 *вт/кг*. У существующих тонкопленочных элементов

к. п. д. достигает 2—3%, а удельная мощность 30—33 *вт/кг*, т. е. не превышает удельной мощности стандартных кремниевых батарей. К. п. д. тонкопленочных элементов может быть повышено до 8—10% путем совершенствования технологического процесса их изготовления, подбором оптимальных размеров и формы коллектора тока и контактов, применением антиотражающего покрытия. К недостаткам тонкопленочных элементов следует отнести их подверженность старению и низкую влагостойкость.

Чувствительность солнечных элементов к радиации может быть уменьшена в случае применения прозрачных защитных экранов, более стойких к воздействию проникающей радиации полупроводниковых материалов, элементов с $n-p$ переходом, а также тонкопленочных элементов.

Материалом для защитных экранов служат кварцевые стекла и листовой искусственный сапфир. Мощность солнечных батарей американского спутника «Телестар», экранированных сапфиром толщиной 0,76 *мм*, после недельного пребывания спутника в искусственном радиационном поясе снизилась всего на 5%. Экраны обеспечивают также защиту солнечных элементов от эрозии. Однако защитные экраны поглощают часть солнечной энергии, что приводит к некоторому уменьшению мощности батареи.

Более стойкими к воздействию радиации являются арсенид галлия, а также теллурид кадмия и соединения InP. Снижение к. п. д. вдвое при облучении нейтронами элементов из арсенида галлия происходит при плотности потока, в 10—15 раз большей, чем при облучении кремниевых элементов.

В элементах из арсенида галлия $p-n$ переход создается диффузией в исходный монокристалл атомов кадмия. У солнечных элементов из GaAs получен к. п. д. до 13—14%. Однако в настоящее время эти элементы значительно дороже кремниевых.

Установлено, что замена элементов с n базой (с $p-n$ переходом) элементами с p базой (с $n-p$ переходом) обеспечивает некоторое уменьшение чувствительности солнечной батареи к радиации (табл. 56).

Кремниевые элементы с $n-p$ переходом получаются диффузией фосфора (донорной примеси) в исходный монокристалл кремния с проводимостью типа p. Элементы с $n-p$ переходом пока уступают по величине к. п. д. элементам с $p-n$ переходом.

Таблица 56

Чувствительность солнечных элементов к радиации

Тип элемента	Падение мощности, % (за 105 суток под воздействием потока электронов в 1 *Мэв*)
Кремниевый с $p-n$ переходом	50
Кремниевый с $n-p$ переходом	30—40
Тонкопленочный из сульфида кадмия	5

Глава 4

ЗАЩИТА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ ВНЕШНИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ СРЕДЫ

§ 1. Способы защиты КА от метеорных частиц

Большую опасность для КА в полете представляет столкновение с метеорными телами (см. часть I, гл. 3, § 5). Естественна поэтому необходимость защиты КА и его отдельных узлов и агрегатов от воздействия метеорных тел или других твердых частиц. Существует несколько способов защиты.

Защита космического аппарата от метеорной эрозии. Под воздействием падающего потока микрометеоров происходит эрозия — испарение, распыление материала оболочки КА (табл. 57). Энергия, выделяющаяся на внешней стороне оболочки, приводит к возникновению волн сжатия по оболочке, которые ведут к растрескиванию и отколам материала внутренней поверхности, т. е. к эрозии внутренней стороны обшивки.

Для защиты КА от эрозии его обшивку изготовляют из материала, обладающего большой прочностью на разрыв, не имеющего резких нарушений неоднородности, непрерывности и других центров рассеяния, приводящих к местным напряжениям. Толщину оболочки КА подбирают такой, чтобы из-за эрозии за время нахождения КА на траектории не нарушались механические характеристики

12—1801

Таблица 57

Эрозия обшивки из алюминия и его сплавов

Параметры частицы		Скорость соударения			
		20 *км/сек*		50 *км/сек*	
радиус, *см*	масса, *г*	плотность потока, $см^{-2} \cdot сек^{-1}$	эрозия, *г*	плотность потока, $см^{-2} \cdot сек^{-1}$	эрозия, *г*
$2 \cdot 10^{-2}$	$1,1 \cdot 10^{-4}$	$2,9 \cdot 10^{-11}$	$2,5 \cdot 10^{-2}$	$5,9 \cdot 10^{-11}$	$6,3 \cdot 10^{-2}$
$1 \cdot 10^{-2}$	$1,4 \cdot 10^{-5}$	$1,0 \cdot 10^{-10}$	$3,2 \cdot 10^{-3}$	$2,1 \cdot 10^{-10}$	$8,0 \cdot 10^{-3}$
$3 \cdot 10^{-3}$	$3,8 \cdot 10^{-7}$	$0,6 \cdot 10^{-9}$	$2,4 \cdot 10^{-5}$	$1,2 \cdot 10^{-9}$	$2,2 \cdot 10^{-4}$
$1 \cdot 10^{-3}$	$1,4 \cdot 10^{-8}$	$3,7 \cdot 10^{-9}$	$3,2 \cdot 10^{-6}$	$7,4 \cdot 10^{-9}$	$8,0 \cdot 10^{-6}$
$3 \cdot 10^{-4}$	$3,8 \cdot 10^{-10}$	$2,5 \cdot 10^{-8}$	$8,7 \cdot 10^{-8}$	$5,0 \cdot 10^{-8}$	$2,2 \cdot 10^{-7}$
$1 \cdot 10^{-4}$	$1,4 \cdot 10^{-11}$	$1,5 \cdot 10^{-7}$	$3,2 \cdot 10^{-9}$	$3,0 \cdot 10^{-7}$	$8,0 \cdot 10^{-9}$
$3 \cdot 10^{-5}$	$3,8 \cdot 10^{-13}$	$1,2 \cdot 10^{-6}$	$8,7 \cdot 10^{-11}$	$2,5 \cdot 10^{-6}$	$2,2 \cdot 10^{-10}$
$1 \cdot 10^{-5}$	$1,4 \cdot 10^{-14}$	$5,8 \cdot 10^{-6}$	$3,2 \cdot 10^{-12}$	$1,2 \cdot 10^{-5}$	$8,0 \cdot 10^{-12}$

материала. Кроме того, для ослабления внутренней эрозии обшивку изнутри покрывают мягким материалом.

Выбор времени безопасного функционирования в космосе. Вероятность столкновения КА с метеорными телами при прочих равных условиях зависит от продолжительности его пребывания в космосе. Поэтому время функционирования КА и его узлов должно быть выбрано так, чтобы вероятность столкновения КА с метеорными телами не была больше допустимой.

Принимают, что число попавших в КА метеорных тел подчиняется распределению Пуассона. Поэтому в космический аппарат с площадью миделя $S_м$ за время τ вероятность попадания n метеорных тел

$$\hat{P}_n = \frac{(\nu\tau S_м)^n}{n!} e^{-\nu\tau S_м}, \qquad (171)$$

где ν — средняя частота столкновения метеорных тел массой m *г* с площадкой в 1 $м^2$ за единицу времени (см. табл. 16).

Для алюминиевой преграды при нормальном ударе толщина пробиваемой преграды (в *см*)

$$h_{пр} = 1,09\ (mv)^{1/3},$$

где m и v — масса, *г* и скорость, *км/сек* метеорного тела. Экспериментально установлено, что

$$\nu = 10^{-12} m^{-1,11}.$$

В этом случае вероятность того, что преграда будет пробита:

$$\hat{P} = 10^{-12} \left(\frac{h_{пр}}{1,09}\right)^{-3,33} v^{1,11} \tau S_м \times$$
$$\times \exp\left[-10^{-12} \left(\frac{h_{пр}}{1,09}\right)^{-3,33} v^{1,11} \tau S_м\right]. \qquad (172)$$

Применение защитных экранов для предохранения отдельных агрегатов космического аппарата от столкновения с метеорными телами. Для защиты от столкновения с метеорными телами отдельных агрегатов, таких как радиатор, могут быть применены металлические экраны. Защитный экран из алюминия или бериллия должен быть толщиной (в *мм*)

$$h_{тр} \geqslant 0,052 \left[\tau S_п / \left(1 - \hat{P}_0\right)\right]^{0,3}, \qquad (173)$$

где $S_п$ — площадь поверхности, $м^2$; τ — время функционирования КА, годы; $\hat{P}_0$ — вероятность того, что столкновения ни с одним метеорным телом за время τ не произойдет.

Выбор толщины силовой конструкции. Экспериментальными исследованиями установлено, что при скоростях соударения 10^4—10^5 *м/сек* металлическая оболочка не будет пробита, если толщина ее стенок (в *см*)

$$h \geqslant 1,25 \cdot 10^{-3} \sqrt[3]{E \cos\alpha / H_Б}, \qquad (174)$$

где E — кинетическая энергия соударения; $H_Б$ — твердость материала оболочки по Бринелю; α — угол между нормалью и скоростью ударяющего тела.

Эта формула справедлива применительно к компактному ударяющему телу в случае, когда объем выбоины в преграде пропорционален энергии соударения (рис. 152).

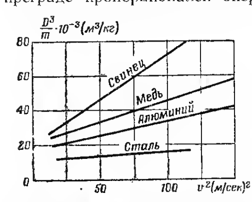


Рис. 152. Изменения приведенного объема выбоины в преграде в зависимости от квадрата скорости для различных материалов преграды:
D — диаметр выбоины в преграде; m — масса ударяющего тела

Применение многослойной силовой конструкции. С целью повышения стойкости конструкции к воздействию компактных твердых частиц (метеоритных тел, осколков и т. д.) ее делают многослойной. Обычно предусматривают трехстенную металлическую конструкцию. Пространство между средней и внутренней стенками заполняют металлическими сотами (рис. 153), между средней и внешней стенками — легким заполнителем (из губчатого полиуретана). Подобная конструкция заметно ослабляет эффект разрушительного воздействия метеоритных тел при соударении.

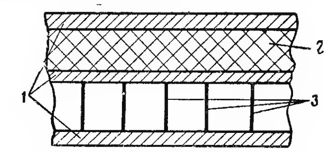


Рис. 153. Схема силовой конструкции:
1 — металлические стенки; *2* — легкий заполнитель; *3* — металлические соты

Возможно применение также двухстенной конструкции. При этом внутренняя оболочка представляет собой силовую конструкцию, а внешняя — так называемый метеорный буфер. Толщина внешней оболочки, буфера, как правило, меньше толщины внутренней — силовой. От величины зазора между буфером и силовой конструкцией зависит защитный эффект конструкции. Оптимальную величину указанного зазора обычно устанавливают экспериментально. Эффект применения двухстенной конструкции зависит также и от толщины буфера (рис. 154), так как в этом случае изменяется вес конструкции.

При многослойной конструкции возможно разрушение внешней стенки в случае столкновения с твердыми частицами, но исключается нарушение целостности внутренней оболочки. Экспериментально показано, что при соударении с тонкими преградами твердых частиц со сверхвысокими скоростями (10—20 *км/сек*) вторичные осколки, которые образуются при разрушении преграды, обусловливают воспламенение воздушной среды за преградой. Так, например, при соударении с алюминиевой преградой толщиной ~16 *мм* алюминиевых частиц диаметром от 10 *мк* до 2 *мм*, скорость которых 8—20 *км/сек*, за преградой наблюдались мощные вспышки длительностью 0,8—1,2 *мксек.* Поэтому в многослойных конструкциях между внешней и внутренней стенками целесообразно создавать вакуум или нагнетать нейтральный газ. Как показывают эксперименты, оправдано также указанное пространство заполнять стекловолокном или магнием.

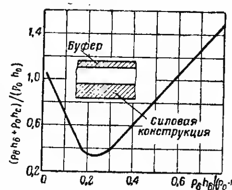


Рис. 154. Изменение веса конструкции в зависимости от толщины метеорного буфера:
h_0 — глубина проникновения ударяющего тела в однослойную преграду; $\rho_б$, ρ_0 — плотность материала буфера и силовой конструкции; $h_б$, h_c — глубина проникания ударяющего тела в материал буфера и силовой конструкции при двухслойной преграде

§ 2. Способы защиты КА от радиационного излучения

Выбор безопасной траектории. При полетах ниже 640 *км* или выше 64000 *км* КА подвергаются радиации, создаваемой первичными космическими лучами (см. часть I,

гл. 5, § 6). Поэтому запуски КА целесообразно производить из полярных областей (рис. 155).

Метод «космической метлы». Сущность метода заключается в том, что предварительно запускается спутник, который расчищает канал в радиационном поясе, т. е. поглощает падающие на него протоны.

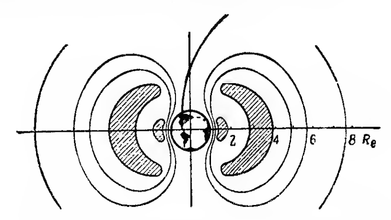


Рис. 155. Эллиптическая орбита в обход радиационных поясов Земли (R_e — радиус Земли)

Относительное уменьшение радиации $\Delta I/I$ приблизительно определяется отношением числа поглощенных частиц к полному числу частиц в затронутом объеме и может быть оценено по формуле:

$$\frac{\Delta I}{I} = \frac{v}{2\pi r S_к} \cdot S_м T_д, \tag{175}$$

где v — скорость спутника, *м/сек*; $T_д$ — время полета, *сек*; r — расстояние от центра Земли до рассматриваемого участка траектории, *м*; $S_к$ — поперечное сечение расчищенного канала, определяемое из выражения

$$S_к = h_0 Mc^2\beta/600 B_e,$$

где h_0 — высота, *м*; $Mc^2\beta$ — импульс протона, *эв*; B_e — магнитная индукция магнитного поля Земли, *вб*.

Метод электростатического экрана. Сущность защиты заключается в том, что вокруг спутника располагаются две концентрические легкие сферы, одна из которых заряжается положительно, другая отрицательно. Положительно заряженный экран не пропускает протоны, энергия которых меньше потенциала оболочки. Отрицательно заряженная сфера является аналогичным экраном для электронов.

Основные недостатки метода: ускорение электронов положительно заряженной сферой, и, наоборот, протонов — отрицательно заряженной сферой; динамическая неустойчивость сфер ввиду неизбежных погрешностей в изготовлении; утечка зарядов в пространство; трудности в обеспечении высоких потенциалов.

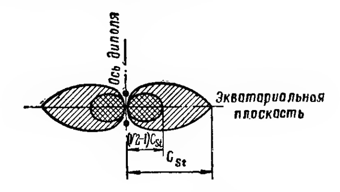


Рис. 156. Области, полностью (двойная штриховка) и частично защищенные (одинарная штриховка) для магнитного соленоида (C_{St} — радиус Штремера)

Метод магнитной защиты. На заряженную частицу, движущуюся в магнитном поле, действует сила, перпендикулярная скорости частицы и направлению магнитного поля. Положительные и отрицательные частицы под действием магнитного поля будут отклоняться в противоположные направления. Простейшей конструкцией такой магнитной защиты может быть одновитковый сверхпроводящий проводник или соленоид с большим числом витков. В подобном случае среда магнитной защиты характеризуется величиной радиуса Штермера (рис. 156)

$$C_{St} = \left[\frac{ej}{Э_{кин} + m_0c^2}\left(1 - \frac{m_0^2c^4}{(Э_{кин} + m_0c^2)^2}\right)^{-0,5}\right]^{0,5}, \tag{176}$$

где m_0, e — масса покоя и заряд частицы; j — магнитный момент диполя; $Э_{кин}$ — кинетическая энергия частицы;

c — скорость света (размерность величин брать в гауссовой системе единиц).

Как видно на рис. 157, магнитная защита оказывается эффективной для заряженных частиц с энергией в несколько сотен мегаэлектронвольт.

Конструктивные методы защиты. К ним относятся создание специального отсека (рис. 158) с повышенной защитой (для экипажа или для чувствительной к радиации, а также особо ответственной аппаратуры) и пассив-

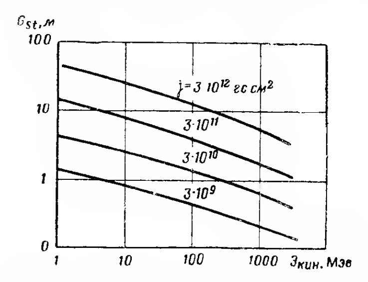


Рис. 157. Изменение радиуса Штремера G_{st} в зависимости от кинетической энергии протонов $Э_{кин}$ (j — магнитный момент диполя)

ного экрана. Обычно такой отсек (кабина экипажа) по размерам меньше рабочего, в нем экипаж находится во время прохождения КА области повышенной радиации. Пассивный экран практически имеется в каждом КА — это его оболочка.

Для конструирования оптимальной (т. е. имеющей минимальный вес) защиты необходимо знать: состав, энергию и интенсивность излучения; специфические свойства прохождения излучения через различные материалы.

Чаще всего экран делается многослойным (рис. 159) и может включать:

— внешний защитный экран из металлов с высоким

кулоновским барьером (Pb), защищающих от плотных потоков γ-квантов;

— поглощающий экран, изготовленный из материалов с малым Z, т. е. из Al, Mg, Ti, в которых протоны и электроны теряют энергию на ионизацию, и, по сути дела, поглощаются;

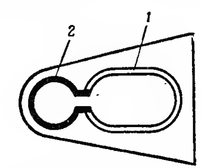


Рис. 158. Схема аппарата с защитным отсеком:
1 — рабочий отсек; *2* — защитный отсек

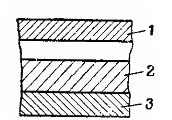


Рис. 159. Схема многослойной защиты:
1 — защитный; *2* — поглощающий; *3* — противоосколочный экраны

— противоосколочный экран из водородсодержащего материала (пластиков, воды и т. д.), расщепляющий тяжелые ядра первичного космического излучения и поглощающий осколки ядерных реакций, происходящих в первых двух экранах.

РАЗДЕЛ II

СИСТЕМЫ И ЭЛЕМЕНТЫ БОРТОВОЙ ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕЙ АППАРАТУРЫ

Глава 5

УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

§ 1. Назначение системы управления КА

Под управлением КА понимается изменение параметров движения его центра масс и движения вокруг центра масс. Управление полетом КА может включать: выбор оптимальной траектории, вывод на выбранную орбиту, стабилизацию положения на орбите и ориентацию в нужном направлении, посадку на планету, встречу и стыковку на орбите, возвращение на Землю и т. д.

Управление может полностью осуществляться автоматическими устройствами, находящимися на борту КА. Когда работа этих устройств не зависит от внешней информации, принято говорить об автономном управлении. В ряде случаев управление выполняется комплексом, включающим автоматическую бортовую систему, сеть измерительных пунктов и пунктов управления, расположенных на Земле, либо на специальных ИСЗ. Одним из основных назначений систем управления является обеспечение ориентации и стабилизации углового положения КА на траектории с требуемой точностью.

Под стабилизацией КА понимается восстановление первоначального положения, нарушенного вследствие действия возмущающих моментов.

Система ориентации, как правило, совмещает систему координат, связанную с корпусом КА или прибором, установленным на борту КА, с внешней системой координат.

По методу создания управляющих моментов систем ориентации и стабилизации КА могут быть пассивными, активными и комбинированными.

Пассивная отличается от активной тем, что в первой для создания управляющих моментов не требуется бортового источника энергии. Комбинированная система объединяет первые две.

Важнейшими факторами, определяющими выбор системы управления КА, являются: переходные характеристики, необходимые для создания желаемой ориентации или углового положения; характеристики внутренних и внешних возмущений: наличие или отсутствие внутреннего источника энергии; необходимая точность ориентации; продолжительность работы системы; вес и тип КА.

Широкое применение в управлении КА находят оптимальные и самонастраивающиеся системы.

Оптимальной автоматической называется система, в которой закон регулирования выбран по максимуму или минимуму того или иного показателя качества. Часто критерием качества оптимальной системы управления КА принимаются показатели минимума расхода топлива при переходе КА с орбиты на орбиту, при сближении двух КА, посадке и т. д. Наряду с оптимальными системами управления КА создаются и разрабатываются системы с самонастройкой программы (экстремальные) с самонастройкой параметров (собственно самонастраивающиеся), с самонастройкой структуры (самоорганизующиеся).

Экстремальными (рис. 160) называются системы управления, самостоятельно находящие необходимую программу, т. е. то значение регулируемой величины, которое нужно в данный момент выдерживать, чтобы режим работы данного объекта был наивыгоднейшим. В системах с самонастройкой параметров (рис. 161) автоматически, не заданным заранее образом, изменяются параметры регулятора (или системы управления), т. е. коэффициенты усиления, коэффициенты обратных связей, постоянные времени фильтров и т. д.

Задачи самонастройки и некоторые новые задачи системы управления КА целесообразно выполнять и путем изменения параметров регулятора, имеющего определен-

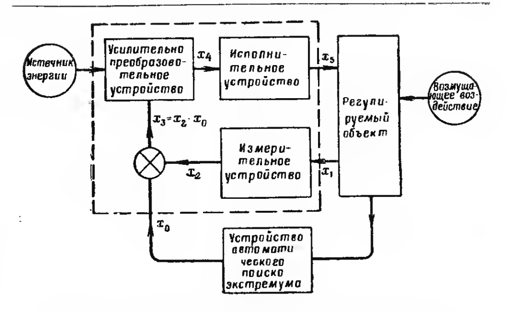


Рис. 160. Блок-схема экстремальной системы управления

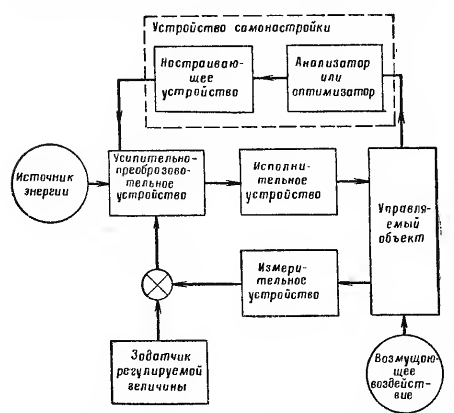


Рис. 161. Блок-схема системы управления с самонастройкой параметров

ную структуру, и путем изменения самой структуры регулятора (системы управления) не заданным заранее образом. Система с автоматическим поиском, выполняя вычислительные или логические операции, выбирает такую структуру (из имеющихся в ее распоряжении), при которой удовлетворяется заданный критерий качества работы всей системы. По схеме такая система аналогична системе с самонастройкой параметров. Только вместо настраивающего устройства в нее включена логическая схема переключения отдельных звеньев системы в соответствии с сигнальными анализаторами или оптимизаторами качества.

§ 2. Состав системы стабилизации и ориентации КА

Система стабилизации и ориентации КА состоит из трех основных частей: датчиков, чувствительных к положению КА и указывающих его изменения; усилительно-преобразующего устройства, которое реагирует на воспринимаемые датчиками изменения параметров и преобразует их в управляющие сигналы; исполнительных механизмов, создающих управляющие моменты.

Датчики, определяющие угловые положения, можно подразделить на инерциальные, с визированием небесных тел, с использованием окружающих полей (гравитационного, атмосферного или магнитного полей Земли, космических лучей, воздействующих на КА и т. д.), с визированием Земли (оптическими, радио- и другими средствами); с визированием с Земли.

В усилительно-преобразующем устройстве (УПУ) для усиления электрических сигналов применяются электронные (ламповые), релейные, магнитные, полупроводниковые усилители. Закон управления в УПУ вырабатывается специальными счетно-решающими устройствами непрерывного или дискретного действия. Для обеспечения работы УПУ применяются химические, солнечные или ядерные бортовые источники питания.

Моменты управления могут создавать гравитационное, магнитное и электрическое поле Земли, давление солнечной радиации, давление электромагнитной радиации спутника, сопротивление воздуха, гравитационные поля небес-

ных тел, движущиеся элементы внутри КА, бортовые реактивные двигатели, работающие на твердом и жидком топливе, а также на сжатом газе, двигатели-маховики, вмонтированные в корпус КА.

Глава 6

ДАТЧИКИ СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ

§ 1. Гироскоп и его свойства

Гироскопом называется быстровращающееся тело (ротор), установленное в специальном подвесе, обеспечивающем свободу вращения ротора относительно основания. Гироскопический прибор — это совокупность гироскопа и вспомогательных устройств; датчиков выходного сигнала, датчиков момента, токоподводов, аррретирующих устройств и т. д.

Трехстепенный гироскоп (рис. 162) имеет три

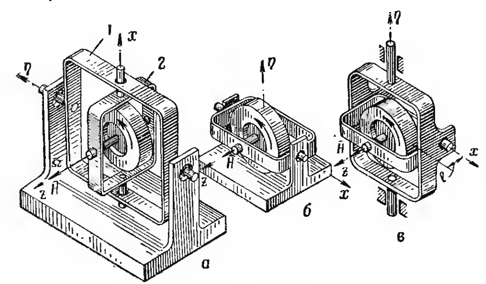


Рис. 162. Гироскопы:
а — трехстепенный уравновешенный гироскоп; *б* — двухстепенный гироскоп; *в* — трехстепенный неуравновешенный гироскоп;
1 — внешняя рамка; *2* — внутренняя рамка; $\overline{H}$ — кинетический момент ротора; $\overline{\Omega}$ — угловая скорость собственного движения ротора

степени свободы относительно основания (может вращаться относительно основания вокруг трех осей). В уравновешенном (астатическом) гироскопе сила тяжести и сила инерции от переносных ускорений не создает моментов относительно осей подвеса, т. е. ось собственного вращения ротора, ось внутренней рамки и ось внешней рамки пересекаются в одной точке, совпадающей с центром масс всего гироскопа. Свободный гироскоп — астатический гироскоп, на который не действуют моменты внешних сил (моменты трения, моменты от токоподводящих устройств, моменты корректирующих устройств и т. п.). Такие гироскопы применяются в гироприборах, предназначенных для задания движущимся объектам определенной ориентации относительно неподвижного пространства и для измерения отклонений объекта от заданного направления. В неуравновешенном (тяжелом) гироскопе центр масс смещен относительно одной или двух осей подвеса преднамеренно, поскольку принцип работы такого прибора состоит в воздействии переносных ускорений объекта на неуравновешенную массу. Неуравновешенные гироскопы применяются в гироинтеграторах линейных ускорений.

Кинетический момент гироскопа (ротора) — произведение момента инерции J ротора относительно оси его собственного вращения на вектор угловой скорости $\overline{\Omega}$ собственного вращения гироскопа, т. е.

$$\overline{H} = J\overline{\Omega}.$$

Вектор $\overline{H}$ совпадает с направлением вектора $\overline{\Omega}$, т. е. направлен по оси собственного вращения ротора в ту сторону, откуда вращение ротора мы видим против хода часовой стрелки.

Гироскопический момент ротора — момент сил инерции Кориолиса (поворотное ускорение), которые возникают, когда ось собственного вращения ротора изменяет направление относительно инерциального пространства. Если поворот осуществляется вокруг оси, составляющей угол θ с осью собственного вращения, то гироскопический момент

$$M_{г} = H\omega \sin\left(\widehat{\overline{H}, \overline{\omega}}\right), \qquad (177)$$

где ω — угловая скорость оси собственного вращения.

Направление вектора гироскопического момента таково, что он стремится совместить вектор кинетического момента $\overline{H}$ по кратчайшему пути с вектором угловой скорости поворота оси ротора гироскопа $\overline{\omega}$ (правило Жуковского), т. е.

$$\overline{M}_г = \overline{H} \times \overline{\omega}.$$

Гироскопические реакции — поворот оси ротора относительно инерциального пространства под воздействием гироскопического момента $\overline{M}_г$ на внешние тела или устройства. Величина гироскопических реакций

$$R_1 = R_2 = M_г / l,$$

где l — расстояние между подшипниками.

Гироскопические реакции проявляются особенно сильно при вынужденном повороте оси ротора, т. е. когда имеются устройства, не позволяющие гироскопическому моменту повернуть ротор.

Прецессия — движение оси ротора гироскопа в направлении, перпендикулярном к действующей силе. Угловая скорость прецессии — постоянная составляющая угловой скорости вращения оси ротора гироскопа под действием момента внешних сил. Нутационные (собственные) колебания — колебания гироскопа относительно осей его подвеса. Для трехстепенного гироскопа с большой угловой скоростью собственного вращения ротора эти колебания имеют большую частоту и малую амплитуду, так что во многих случаях они незаметны на глаз. По этой причине движение гироскопа с тремя степенями свободы под действием моментов внешних сил называют псевдорегулярной прецессией. Из-за диссипативных сил эти колебания довольно быстро затухают.

Правило прецессии. Под действием момента внешних сил ось ротора гироскопа поворачивается в пространстве так, что вектор кинетического момента стремится совместиться с вектором момента внешних сил по кратчайшему пути

Угловая скорость прецессии

$$\omega_{пр} = \frac{M_{вн}}{H \sin\left(\widehat{\overline{\omega}_{пр}, \overline{H}}\right)}, \tag{178}$$

где $M_{вн}$ — момент внешних сил.

Во многих случаях угол $\left(\widehat{\overline{\omega}_{пр}, \overline{H}}\right)$ близок к 90°, поэтому $\omega_{пр} = M/H$.

Прецессионное движение безинерционно: прецессия начинается мгновенно по приложении момента внешних сил и также мгновенно прекращается, как только момент перестал действовать. Правило прецессии не учитывает нутационные колебания гироскопа; оно относится только к установившемуся движению гироскопа.

Свободный гироскоп используется для измерения углового отклонения КА от заданного положения в инерциальном пространстве. При отсутствии внешних моментов гироскоп фиксирует угловые перемещения своего основания относительно двух измерительных осей, представляющих взаимно перпендикулярные оси карданного подвеса, что позволяет применять его как датчик абсолютного угла. При установке гироскопа на КА указанные оси должны совпадать с соответствующими осями управления, например, тангажа и крена.

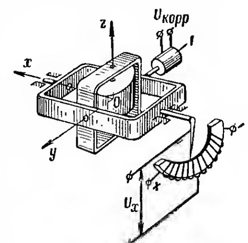


Рис. 163. Измерение угловых отклонений при помощи свободного гироскопа: *1* — электромагнитный привод

Угловые перемещения основания гироскопа преобразуются в электрический сигнал специальными датчиками. Напряжение, снимаемое с движка и средней точки потенциометрического датчика, пропорционально отклонению КА вокруг оси Ox (рис. 163). Аналогично измеряется отклонение относительно двух других осей.

При движении КА относительно Земли или по заданной программой траектории необходимо изменять положение оси гироскопа. Для этой цели применяются различные корректирующие устройства. Создавая определенный момент относительно осей карданного подвеса, эти устройства обеспечивают требуемое положение осей.

Для стабилизации трехосной ортогональной системы координат относительно инерционального пространства не-

обходимо иметь два свободных гироскопа с осями вращения роторов, расположенных под углом, близким к 90°, или три двухстепенных интегрирующих гироскопа.

Гировертикалями или *гирогоризонтами* называются гироприборы, определяющие вертикаль места или плоскость, ей перпендикулярную (плоскость горизонта). Гироскопическая вертикаль представляет собой трехстепенный гироскоп, в котором центр масс гиромотора преднамеренно смещен относительно точек подвеса вдоль оси собственного вращения ротора и тем самым обеспечивается корректирующий момент при отклонениях ее от направления вертикали. В гирогоризонтах в отличие от гировертикалей центр тяжести системы совмещается с точкой ее подвеса. Такой гироскоп не реагирует на ускорения КА, но зато систематически отклоняется от направления вертикали.

Для устранения отклонений применяются корректирующие устройства (два маятника с потенциометрическими датчиками). Сигналы с потенциометров подаются на датчики, которые создают корректирующие моменты. Существует несколько характеристик коррекции: пропорциональные, постоянные, смешанные и с гистерезисной петлей. Выбор характеристики коррекции зависит от условий, в которых гироскопический прибор будет работать.

Гиробинормалью называется трехстепенный гироскоп с упругим ограничением одной или двух степеней свободы, используемый для ориентации спутника по углу рыска-

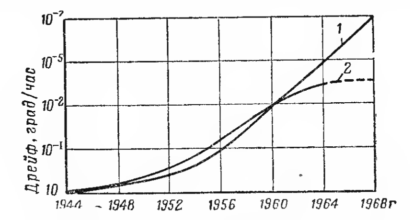


Рис. 164. Величина дрейфа (ухода) гироскопов: *1* — требуемая величина дрейфа гироскопов; *2* — достигнутые величины дрейфа гироскопов

ния. Если обеспечивается непрерывное совмещение поперечной оси спутника с направлением местной вертикали, то ось собственного вращения ротора совмещается с бинормалью к орбите.

Непрерывное улучшение технологии производства, новые схемы приборов позволили за последние годы значительно повысить точность приборов (рис. 164). В последнее время разрабатываются гироскопы на новых принципах (табл. 58).

Таблица 58

Предполагаемые характеристики перспективных гироскопов

Гироскопы	Скорость ухода (дрейф) *град час*		Область применения
	сейчас	в будущем	
Электростатические	1,0	0,01	Датчик угловой скорости и углового положения
Электромагнитные	2,0	0,001	То же
Криогенные электромагнитные	3,0	0,0001	"
Ядерные	20,0	0,001	"
Криогенные	20,0	0,0001	"
С жидкостным ротором (сжимаемая жидкость)	0,5	0,2	Датчик ускорений
С жидкостным ротором (несжимаемая жидкость)	1,0	0,8	Датчик угловой скорости и углового положения
Лазерные	—	0,001	Датчик угловой скорости
Вибрационные	8,0	4,0	То же

§ 2. Гироскопические измерители и интеграторы угловых скоростей и ускорений

Гиротахометр или *датчик угловой скорости* (ДУС) служит для измерения угловой скорости КА от 0,001 до 10 *сек*$^{-1}$ (табл. 59) в инерциальном пространстве. Для этой цели можно применять как двухстепенные, так и трехстепенные гироскопы. Гиротахометр (рис. 165) пред-

Таблица 59

Датчики угловой скорости (США)

Наименование ДУС	Диапазон измерений угловых скоростей, *град/сек*	Порог чувствительности, *град/сек*	Вес, *г*	Диаметр, *мм*	Длина, *мм*
RG-20	30	0,06	570	50	55
MS-100	10	0,01	—	26	74
Фирмы Aircraft	5—50	0,03% V_{max}	—	24	62,5
SYG-2000		0,01	2000	50	150
Поплавковые	15—1000	0,01	—	—	—
Для орбитальной лаборатории ОАО	15	0,01	—	—	—

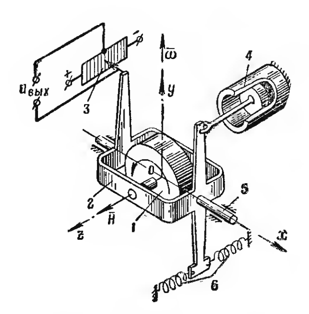


Рис. 165. Кинематическая схема гиротахометра:
1 — ротор; *2* — рамка; *3* — датчик сигнала; *4* — демпфер; *5* — цапфа выходной оси; *6* — пружины; $\overline{H}$ — кинетический момент гироскопа; $\overline{\omega}$ — угловая скорость оси собственного движения

ставляет собой обычный гироскоп с двумя степенями свободы и жесткой отрицательной обратной связью, которая создает противодействующий момент, пропорциональный угловому отклонению рамки от исходного положения. Для получения приемлемых переходных процессов применяются специальные демпферы; если гироскоп помещается в поплавок, то демпфирование осуществляется жидкостью.

Величина момента сухого трения M_0 определяет порог чувствительности гироскопа по отношению к измеряемой скорости. В поплавковых гироскопах момент M_0 пренебрежимо мал. Поэтому в установившемся режиме угол поворота рамки относительно ее оси

$$\beta_{уст} = H\omega/K_{пр}, \tag{179}$$

где $K_{пр}$ — приведенная жесткость пружины.

Отклонение рамки (выходная величина) пропорционально скорости изменения входной величины $d\alpha/dt$; поэтому гиротахометры иногда называются дифференцирующими гироскопами. Сигналы гиротахометров могут быть проинтегрированы вычислительными устройствами для получения информации о направлении осей инерциальной системы координат. При этом следует иметь в виду, что погрешности в измерении углов могут непрерывно нарастать и их надо периодически корректировать.

Интегрирующим гироскопом (рис. 166) называется прибор, вырабатывающий интеграл от угловой скорости. Он представляет собой гироскоп с двумя степенями свободы, снабженный устройством, создающим относительно выходной оси момент, пропорциональный угловой скорости гиромотора вокруг этой оси. Угол поворота гиромотора вокруг выходной оси

$$\beta = \frac{H}{\delta}\int \omega_{вх}\,dt, \tag{180}$$

где $\omega_{вх}$ — угловая скорость вращения основания прибора; δ — коэффициент демпфирования.

В интегрирующих гироскопах особенно важно, чтобы момент инерции рамки был как можно меньше, а удельный демпфирующий момент как можно больше. Показания инерционного гироскопа достоверны при малых углах отклонения рамки. При больших углах отклонения рамки

гироскоп будет чувствительным к угловой скорости относительно оси Oz, что недопустимо.

Для ликвидации момента сухого трения применяются поплавковые гироскопы. Существующие поплавковые интегрирующие гироскопы имеют скорость ухода 0,0005—0,001 *град/час*. С помощью интегрирующих гироскопов можно создать гироплатформу, стабилизированную в инерциальном пространстве со скоростью ухода 0,02 *град/час*.

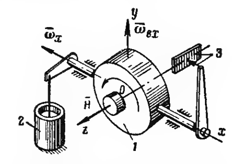


Рис. 166. Двухстепенный интегрирующий гироскоп:
1 — ротор; *2* — демпфер; *3* — потенциометр; $\bar{H}$ — кинетический момент гироскопа; $\bar{\omega}_{вх}$ — угловая скорость вращения основания

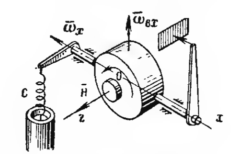


Рис. 167. Форсирующий гироскоп:
C — демпфер; $\bar{H}$ — кинетический момент гироскопа; $\bar{\omega}_{вх}$ — угловая скорость вращения основания

Форсирующий гироскоп (рис. 167) отличается от интегрирующего упругой связью между демпфером и гиромотором. От гиротахометра форсирующий гироскоп отличается тем, что пружина соединена последовательно с демпфером. Угол поворота вокруг выходной оси пропорционален как угловой скорости, так и интегралу от угловой скорости вращения основания вокруг оси чувствительности:

$$\beta = \frac{H\omega_{вх}}{K_{пр}} + \frac{cH}{K_{пр}\delta}\int \omega_{вх}\,dt, \qquad (181)$$

где c — жесткость пружины, *н/м*.

Такой гироскоп обеспечивает форсировку сигнала по первой производной.

Одним из недостатков рассмотренных гироскопов является ограниченная надежность. Для системы управления

КА большие перспективы имеют вибрационные гироскопы, измеряющие абсолютную скорость в пределах 0,007—600 *град/сек*. Основным недостатком такого гироскопа является дрейф нуля.

Акселерометры применяются для измерения линейных и угловых ускорений. Линейный акселерометр является основным элементом автономных систем, основанных на измерении абсолютного ускорения, для определения пройденного пути и боковых отклонений движущегося КА.

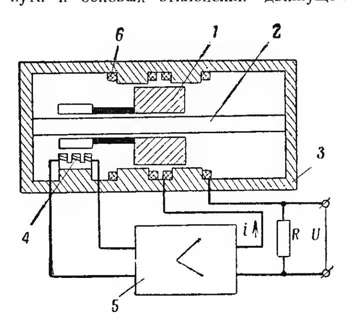


Рис. 168. Акселерометр с электрической пружиной:
1 — груз; *2* — направляющий стержень; *3* — корпус; *4* — индуктивный датчик; *5* — усилитель; *6* — электромагнитный привод

Угловой акселерометр используется в системе управления угловым движением КА, когда дополнительно требуется введение в управляющий сигнал величины, пропорциональной угловому ускорению.

Акселерометры для КА должны измерять ускорения с точностью 0,01—0,001%. Получить такую точность при помощи массы на пружинном подвесе невозможно, поэтому акселерометр снабжают электрической пружиной, позволяющей грузу свободно перемещаться в одном направлении (рис. 168). В приборе используется жесткое

демпфирование. Выходным сигналом является напряжение.

Считается, что в акселерометрах данного типа можно получить высокую собственную частоту при хорошей разрешающей способности. Существенное уменьшение силы сухого трения позволяет обеспечить высокую чувствительность. Часто применяются упрощенные конструкции, в которых груз делается неплавающим и жидкое демпфирование отсутствует.

Кроме указанных акселерометров с поступательным перемещением чувствительного элемента, применяются акселерометры маятникового типа, например, в безгироскопном стабилизаторе. Сигнал от акселерометра подается в компенсационный двигатель и счетно-решающее устройство инерциальной системы навигации. Считается, что скорость ухода такого стабилизатора может достигать 10^{-4} *град/час*. Эти стабилизаторы потребляют значительно меньше энергии по сравнению с гироскопическими. Они более надежны. Скорость ухода их в условиях невесомости может быть снижена до 10^{-9} *град/час*.

Гироинтеграторами называются приборы для определения линейной скорости объекта. Метод определения линейной скорости заключается в интегрировании с помощью гироскопа линейного ускорения места установки прибора. Гироинтегратор представляет собой гироскоп с тремя степенями свободы. Центр тяжести системы ротор — кожух смещен относительно оси подвеса кожуха на величину l вдоль главной оси гироскопа (рис. 162, *в*). Центр тяжести системы ротор — кожух — наружная рамка лежит на оси подвеса наружной рамки. Прибор располагается таким образом, чтобы ось подвеса наружной рамки совпадала с направлением составляющей линейной скорости объекта, подлежащей измерению. При ускорении ω_x на центр тяжести будет действовать сила инерции $m\omega_x$, которая на плече l создает относительно оси подвеса кожуха момент

$$M_m = ml\omega_x \cos\beta_1,$$

где β_1 — угол отклонения главной оси гироскопа от перпендикуляра к плоскости наружной рамки.

При рассмотрении только прецессионного движения без учета вредных моментов в осях подвеса момент силы инерции вызовет прецессионное движение относительно

оси наружной рамки со скоростью

$$\dot{\alpha} = ml\omega_x/H.$$

Угол поворота наружной рамки

$$\alpha = \int \dot{\alpha}\, dt + \alpha_0 = \frac{ml}{H}\int \omega_x\, dt + \alpha_0 = \frac{ml}{H} v_x + \alpha_0, \quad (182)$$

где α_0 — начальное значение угла поворота.

Таким образом, выходной осью прибора также является ось наружной рамки. При $\beta \neq 0$ возникает момент относительно оси подвеса кожуха гироскопа от ускорения, направленного вдоль оси Oz, равный $ml\omega_x \sin\beta$. Этот момент вызывает ошибки в показаниях прибора. Чтобы отклонить главную ось гироскопа на угол β_0, применяется междурамочная коррекция (датчик угла и датчик момента). Скорость коррекции выбирается большой. Это приводит к возникновению автоколебаний, благодаря которым снижается влияние моментов сил сухого трения в осях подвеса на точность показаний. Таким образом, прибор реагирует на составляющую кажущегося ускорения вдоль перпендикуляра к плоскости, проходящей через главную ось гироскопа и ось подвеса кожуха. Инструментальные погрешности прибора связаны в первую очередь с нестабильностью его масштаба, т. е. величины ml/H. Для получения стабильности применяют только синхронные гироскопы (с жесткой стабилизацией частоты источника питания), материалы с малым температурным коэффициентом линейного расширения. С этой же целью используются методы температурных компенсаций.

§ 3. Оптико-электронные датчики систем ориентации

При орбитальных полетах, как правило, определяется местная вертикаль, т. е. направление на центр земного шара из точки, в которой находится спутник в данный момент времени. Местная вертикаль определяется пересечением двух взаимно перпендикулярных плоскостей, каждая из которых является биссектрисой двугранного угла, образованного плоскостями, проходящими через центр масс КА и касательными к земной поверхности. Поэтому

для определения вертикали необходимы устройства, определяющие положение плоскостей, касательных к земной поверхности. Для построения таких устройств может быть использована любая часть оптического спектра излучения. Однако использование отраженной от Земли солнечной энергии в ультрафиолетовом, видимом или коротковолновом инфракрасном участках спектра (<7 *мк*) не удобно, так как в этом случае возможности построения вертикали при нахождении спутника с освещенной и неосвещенной Солнцем сторон Земли резко отличаются. Кроме того, граница между освещенной и неосвещенной сторонами может восприниматься как ложный горизонт.

Широкое распространение получил способ построения вертикали с использованием собственного инфракрасного излучения Земли, позволяющий наблюдать диск Земли с любой стороны независимо от положения Солнца. Земля при наблюдении через слой атмосферы со спутника имеет среднюю эффективную температуру излучения около 250° К, а эффективная температура излучения космического пространства составляет 4° К. Горизонт Земли при наблюдении со спутника инфракрасными приборами соответствует высоте от 6 до 16 *км* над земной поверхностью. Это расстояние такого же порядка, как и изменения радиуса земного шара, вызванные наличием гор и разницей в величине земного радиуса на полюсах и экваторе.

Датчики горизонта могут использоваться так же для определения высоты полета по угловым размерам Земли. Если считать Землю шаром, то угловые размеры диска Земли

$$2\gamma_e = 2\,\mathrm{arctg}\,\frac{R_e + h_г}{\sqrt{2R_e(h - h_г) + (h^2 - h_г^2)}}, \qquad (183)$$

где R_e — радиус Земли; h — высота полета спутника; $h_г$ — высота инфракрасного горизонта.

В табл. 60 приведены угловые размеры Земли, вычисленные по формуле (183) для различных высот полета. При расчетах принимались $R_e = 6371$ *км*; $h_г = 11$ *км*. В таблице также приведены: производная $d(2\gamma_e)/dh$, максимальная ошибка в определении угловых размеров $\Delta 2\gamma_e$, если высота горизонта колеблется от 6 до 16 *км*, и связанная с этим ошибка в определении высоты полета. Из таблицы видно, что при низких орбитах колебания высоты инфракрасного горизонта в значительной мере влияют на точность определения высоты и местной вертикали.

Таблица 60

Угловые размеры диска Земли для различных высот полета КА

Высота	Производная $d(2\gamma_e)\,dh$, ′,*км*	Максимальная ошибка в определении угловых размеров $\Delta 2\gamma_e$	Ошибка в определении высоты Δh, *км*	Угловой размер диска Земли $2\gamma_e$
300	0,22	0°18′	82	145°52′
600	0,28	0 17	63	144 57
900	0,38	0 16	42	143 10
1200	0,50	0 15	30	140 57
1500	0,64	0 14	22	138 10

Возможны различные способы построения местной вертикали Земли по ее инфракрасному излучению. Примером сканирующего датчика горизонта может служить датчик горизонта КК «Меркурий» (США). На его борту установлены два отдельных датчика горизонта. Один прибор отмечает тепловые границы Земли, сканируя вокруг оси крена КК, а другой — по оси тангажа.

Датчик, состоящий из сканирующей головки и электронных систем, конструктивно выполнен в виде герметизированного блока с германиевым окном. Сканирующая призма, укрепленная перед полупроводниковым болометром (прибором для измерения лучистой энергии), отклоняет поле зрения приемника (2°×8°) на угол 55° от центральной оси датчика. При сканировании призмы на выходе приемника возникает сигнал прямоугольной формы частотой 30 *гц*. Для получения информации об угле тангажа (крена) этот сигнал сравнивается по фазе с опорным сигналом, генерируемым внутри системы. Ошибки определения местной вертикали этим датчиком горизонта меньше 1°. Специалисты США полагают, что улучшение точности и помехоустойчивости датчика можно получить при использовании спектрального участка 14—16 *мк*, центрированного по сильной полосе поглощения атмосферного углекислого газа. Датчик горизонта, чувствительный к излучению в этом диапазоне спектра, будет

работать по слою из углекислого газа, окружающему Землю и имеющему среднюю температуру излучения 200—220° К.

Вместо сканирующего датчика в США разработан датчик горизонта, не содержащий подвижных частей. В нем широкопольная оптическая система фокусирует изображение Земли на симметричную четырехстороннюю мозаику полупроводниковых болометров, вырабатывающую сигналы ошибки по тангажу и крену при смещении изображения относительно центра мозаики. Одновременно может определяться высота спутника над земной поверхностью. Сигнал, характеризующий высоту, вырабатывается на основе геометрической зависимости между линейным размером изображения Земли, ее видимым угловым размером и истинным диаметром.

К достоинствам датчика горизонта с мозаикой чувствительных элементов следует отнести широкий угол приема излучения, позволяющий использовать прибор на борту спутников с низкой орбитой, а также интегрирование излучения атмосферы и уменьшение влияния местных неоднородностей тепловой радиации. По данным зарубежной печати, точность, обеспечиваемая подобными системами в диапазоне высот 200—100 000 *км*, характеризуется угловой ошибкой около 0°,1.

Основу астрономических датчиков составляет фотоэлектрическая следящая система, которая позволяет выдерживать направление на светило с высокой точностью. Ошибка слежения зарубежных прецизионных систем составляет около 1″. Чувствительность современных качественных фотоэлектрических умножителей позволяет осуществлять слежение за звездой 8-й величины при использовании телескопа с действующим отверстием (апертурой) около 100 *мм*. При апертуре 200 *мм* возможно уверенное слежение за звездами 10-й величины.

Для получения трехосной системы координат в инерциальном пространстве необходимо иметь две фотоследящие системы, непрерывно совмещающие свои оптические оси с направлениями на два светила. При полетах в пределах солнечной системы в качестве одного из светил удобнее всего использовать Солнце. Так, например, ориентация и стабилизация межпланетных станций типа «Маринер» осуществляется с помощью фотоследящих систем по излучению Солнца и звезды Канопус. Фотоследящая

система, работающая по излучению Солнца, является датчиком для ориентации по углам тангажа и рыскания, а по излучению звезды Канопус — по углу крена.

Системы ориентации по Солнцу имеют датчики грубой ориентации, обладающие широким углом зрения и обеспечивающие первоначальный поиск и захват Солнца, и

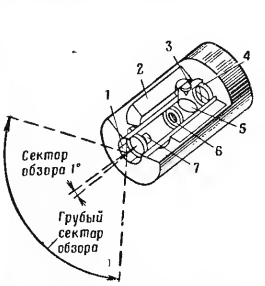


Рис. 169. Датчик системы солнечной ориентации (США):
1 — фотоэлементы грубой системы; *2* — блок предварительного усиления; *3* — калибровочная лампа; *4* — фотоэлементы точной системы; *5* — полупрозрачное зеркало; *6* — первичное зеркало; *7* — вторичное зеркало

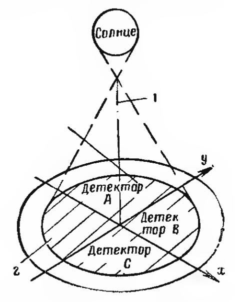


Рис. 170. Расположение фотоэлементов в датчике системы точной солнечной ориентации:
1 — ось датчика; *2* — изображение Солнца

датчики точной ориентации, имеющие узкий угол зрения и позволяющие осуществлять ориентацию КА по Солнцу с высокой точностью (до 3″). Один из возможных датчиков системы солнечной ориентации (рис. 169) имеет зеркальный объектив, приемники излучения и электронный блок. Объектив состоит из двух зеркал. В качестве приемников излучения используются кремниевые фотоэлементы с фотоэффектом в запирающем слое (спектральная чувствительность от 0,4 до 1,15 *мк*). Для получения сигналов о положении Солнца используются три секторных фо-

гоэлемента, на которые проектируется изображение солнечного диска (рис. 170). Детекторы A и B используются для получения сигналов рассогласования по оси Ox, а детекторы B и C — по оси Oy. При смещении изображения от центра сигналы детекторов, сравниваемые на выходе, обусловливают создание сигналов рассогласования.

Для устранения влияния изменения характеристик отдельных детекторов применяется система их калибровки в процессе работы, позволяющая компенсировать эти изменения путем регулировки усиления сигналов. Для компенсации используется модулированное излучение неоновой лампы, которая равномерно засвечивает все три детектора.

Датчик системы грубой ориентации имеет четыре фотодетектора, размещенных под экраном, закрывающим их от Солнца в том случае, если оно находится в пределах угла зрения системы точной ориентации. Описанный датчик системы солнечной ориентации можно рассматривать как один из возможных вариантов. Большая мощность излучения Солнца позволяет разрабатывать достаточно простые и надежные датчики системы солнечной ориентации, к которым не предъявляются требования высокой чувствительности.

Глава 7

БОРТОВЫЕ ЦИФРОВЫЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ МАШИНЫ (БЦВМ)

§ 1. Основные требования к БЦВМ

Гибкость и способность раздельно решать разные задачи позволяют бортовой цифровой вычислительной машине выполнять многие функции. Среди них такие, как навигация, управление и контроль работы систем КА, обработка телеметрической информации, оптических и радиолокационных данных слежения, подача команд двигателю, калибровка приборов и др. (табл. 61).

Таблица 61

Основные характеристики некоторых зарубежных БЦВМ

Модель	Назначение	Длина слов, дв. разр.	Длительность операций, мксек			Объем, дм³	Потребляемая мощность, вт	Вес, кг	Примечание
			сложения	умножения	деления				
L90	Наведение, управление, обработка данных	28	7	105	203	11,5	30	9	На интегральных схемах
HCM-202 (HCM-201)	Обработка информации	24	6	120	120	—	—	—	На тонкопленочных элементах
D84	Наведение, управление	25	3	25	25	40	110	45	На интегральных схемах. Наработка на отказ 3300 *час*
D210	Наведение, управление	24	30	570	640	8	100	8	На магнитных сердечниках. Наработка на отказ 47 000 *час*
UNIVAC 1824	Наведение, контроль	24	8	33	67	4	53	8	На интегральных схемах и магнитной пленке. Наработка на отказ 20 000 *час*

Функциональная схема БЦВМ не имеет каких-либо принципиальных отличий от схем ЦВМ общего назначения. Однако они обладают целым рядом особенностей, позволяющих выделить их в самостоятельный класс. Прежде всего, БЦВМ в большинстве случаев используется в замкнутых контурах управления КА. При этом БЦВМ является центральным органом всей системы бортового оборудования, управляющим и контролирующим его работу.

В состав БЦВМ входят: запоминающее устройство (ЗУ), собственно вычислительное устройство (центральный вычислитель), состоящее из арифметического устройства, устройства управления, устройств ввода и вывода информации. БЦВМ должны обладать техническими характеристиками, обеспечивающими решение поставленной задачи в необходимое время и с необходимой точностью. Устройство ввода исходных данных от датчиков и вывода результатов на исполнительные устройства не должны ухудшать точность исходных данных и результатов вычислений. БЦВМ должны быть предельно малыми и легкими, в то же время надежно работать в широком диапазоне температур и вибраций. Точность при решении навигационной задачи должна быть порядка 10^{-7}—10^{-8} (24—27 двоичных разрядов).

Необходимое быстродействие БЦВМ, или частота тактовых импульсов (рис. 171), определяется задачами, решаемыми на различных этапах полета КА. Для регулирования потребляемой мощности частота тактовых импульсов в БЦВМ может определяться внешними событиями или программой, заложенной в машину.

Для обеспечения вывода ракеты на заданную орбиту ее скорость должна контролироваться с точностью $^1/_{5000}$ от измеряемой величины, что при скорости 7500 *м/сек* равно 1,5 *м/сек*. Так как ускорение в этот момент равно 100 *м/сек*^{2}, то БЦВМ должна выдавать результаты не реже чем через $^1/_{60}$ *сек*.

Программирование для БЦВМ систем навигации и управления отличается от других видов программирования. В этом случае необходимо обеспечить безошибочность расчетов без испытания программы в рабочих условиях. Обычно программа отрабатывается на ЦВМ общего назначения. Программа включает систему уравнений процесса управления, обеспечивающего устойчивую работу

управляющего комплекса при ожидаемых изменениях входных данных.

Тенденциями в проектировании БЦВМ являются микроминиатюризация, повышение надежности, повышение срока службы и совершенствование структурной органи-

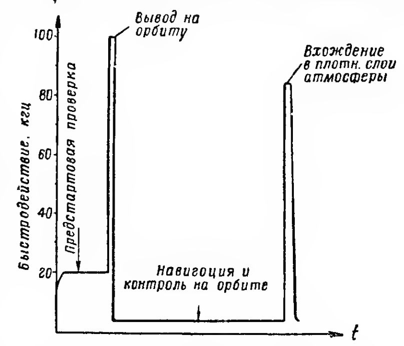


Рис. 171. Программа изменения быстродействия машины Д210В (США)

зации вычислительных средств. Уделяется внимание стандартизации БЦВМ с целью снижения их стоимости. Проводятся исследования в области создания БЦВМ бионического типа.

§ 2. Навигация и управление с использованием БЦВМ

Система наведения корабля-спутника «Джемини» (США). В БЦВМ (рис. 172) поступают данные от наземных станций и от автоматических бортовых устройств (инерциального блока и бортового радиолокатора), а также данные, вводимые космонавтами с пульта ручного управления. В процессе вывода на орбиту БЦВМ выра-

батывает данные для резервного набора регулирующих органов автопилота, с помощью которых можно управлять полетом всей ракетой системы. Машина рассчитывает и выдает на индикаторные устройства данные о величине тяги, необходимой при каждом маневре, в том числе и в момент начала вхождения в плотные слои атмосферы.

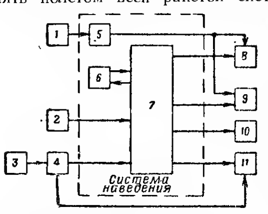


Рис. 172. Блок-схема системы наведения корабля-спутника «Джемини»:
1 — датчик горизонта (служит для коррекции положения гироплатформы инерциального блока); *2* — бортовой радиолокатор для обеспечения встреч на орбите; *3* — наземные радиолокационные станции наведения и слежения; *4* — цифровой блок выработки команд; *5* — инерциальный блок; *6* — блок ввода данных в БЦВМ; *7* — БЦВМ системы наведения; *8* — электронная система управления двигателем; *9* — индикатор ориентации спутника; *10* — индикатор приращения скорости при встрече на орбите и сходе с орбиты; *11* — система управления ракеты-носителя

БЦВМ корабля «Джемини» одноадресная. Вычисления ведутся в системе с фиксированной запятой. В машине применены диодно-транзисторные логические схемы (И, ИЛИ, НЕ).

Основные характеристики машины. Время выполнения арифметических операций: сложение, вычитание, перенос — 140 *мксек*; умножение — 420 *мксек*; деление — 840 *мксек*. Данные ЗУ: длина слова — 39 разрядов, емкость — 4096 слов, выборка — произвольная, считывание — без разрушения, цикл обращения к памяти — 8 *мксек*. Команды (только считывание) 13 разрядов. Количество компонентов — 12899. Температурные условия — от —18 до +93° С. Конструкция БЦВМ модульная, модули герметизированы заливочным компаундом. Объем машины — 35 *дм*^{3}, вес — 4 *кг* (без источников питания), потребляемая мощность — 90 *вт*. Машина без резервирования, среднее время до первого отказа составляет по расчетам 2700 *час*.

Систем управления и наведения КК «Аполлон» с использованием БЦВМ несколько. В одном из вариантов

система наведения сделана независимой от системы управления и стабилизации (рис. 173). В случае выхода из строя системы наведения управление кораблем (в ручном или полуавтоматическом режиме) обеспечит система управления и стабилизации.

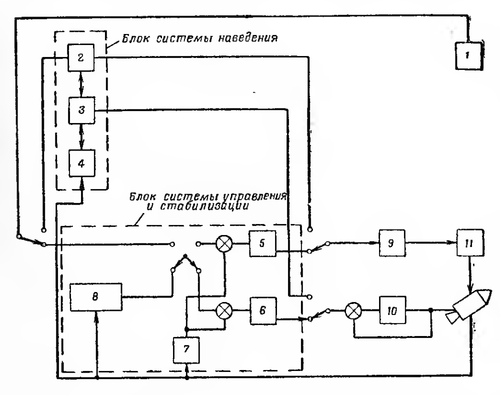


Рис. 173. Блок-схема систем наведения, управления и стабилизации:
1 — ручка управления; *2* — БЦВМ; *3* — блок согласования данных; *4* — инерциальный блок; *5* — блок управления двигателями системы ориентации; *6* — электронные приборы автопилота; *7* — скоростные гироскопы; *8* — позиционные гироскопы, смонтированные на корпусе; *9* — приводы электромеханических клапанов; *10* — сервопривод шарнирно подвешенного маршевого двигателя; *11* — двигатели системы ориентации

Система управления (рис. 174), применяемая при сходе лунного отсека с орбиты и на первом участке траектории посадки, является полностью инерциальной. БЦВМ управляет величиной и направлением вектора тяги.

Система управления встречей лунного отсека с командным отсеком (рис. 175) аналогична системе, применяемой

для определения параметров орбиты командного отсека, и стличается тем, что вместо оптической системы применен радиолокатор. Для лунного отсека предложена БЦВМ марки L-90. Машина одноадресная, последовательного действия.

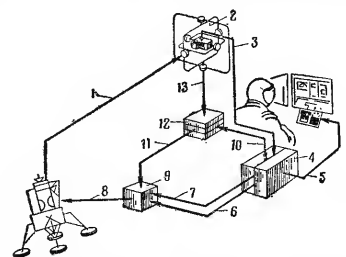


Рис. 174. Система управления при сходе лунного отсека с орбиты и на первом участке траектории посадки:
1 — ориентация и движение отсека; *2* — инерциальная система; *3* — изменение скорости; *4* — БЦВМ; *5* — положение отсека и скорость; *6* — команды изменения тяги; *7* — включение — выключение двигателя; *8* — направление вектора тяги; *9* — узел управления и стабилизации отсека; *10* — данные инерциальной системы и задаваемая ориентация отсека; *11* — ошибки в ориентации; *12* — блок согласования; *13* — измеренное положение

Основные характеристики машины. Время выполнения арифметических операций: сложение — 7 *мксек*; умножение — 105 *мксек*; деление — 203 *мксек*. Постоянное модульное ЗУ с произвольным порядком выборки информации; постоянная неразрушаемая память емкостью 8192 слова 28 разрядов; тактовая частота — 20 *мгц*; скорость обращения информации — 4 *мгц*. Оперативное ЗУ: емкость 260 слов 28 разрядов, выполнено на 8 стеклянных линиях задержки. Скорость интегрирования импульсных данных (дополнительным блоком) — 11 000 операций в 1 *сек*. Количество компонентов — 1200, из них около 800 полупроводниковых и 40 тонкопленочных мик-

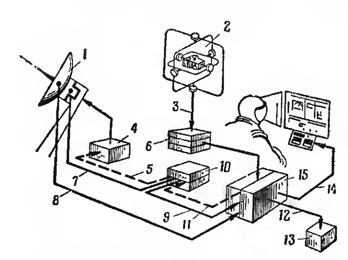


Рис. 175. Система управления встречей:
1 — радиолокатор системы управления встречей; *2* — инерциальная система; *3* — информация об ориентации отсека; *4* — привод антенны; *5* — управление углами поиска; *6* — блок согласования; *7* — углы поворота антенны; *8* — дальность и скорость изменения дальности; *9* — углы поворота в цифровой форме; *10* — преобразователь радиолокационной системы; *11* — управление углами поиска; *12* — величина скорости сближения с командным отсеком и необходимая коррекция среднего участка; *13* — узел управления и стабилизации; *14* — положение и скорость отсека; *15* — БЦВМ

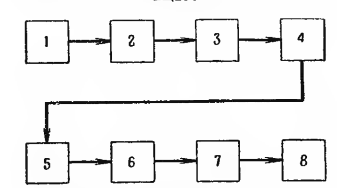


Рис. 176. Система космической навигации с использованием мозаики из оптических ячеек:
1 — фотоячейки; *2* — каскады предусилителей; *3* — блок фильтра; *4* — усилители; *5* — АРУ на низких частотах; *6* — пороговые схемы или схемы обработки сигналов; *7* — сканирование или электронная коммутация; *8* — БЦВМ

росхем. Температурные условия — от —55 до +129° С. Конструкция модульная, размеры — 114×279×355 *мм*; вес — 9 *кг*; объем — 0,006 *м³*; потребляемая мощность — 30 *вт*.

Система навигации с использованием мозаики из оптических ячеек (рис. 176) применяется для автономной навигации посредством опознания заданной формы звездного поля. Каждый чувствительный элемент мозаики связан с соответствующей усилительной, формирующей и обрабатывающей схемами. Выходные сигналы от каждой из таких схем вводятся в БЦВМ, которая вырабатывает из поступающей информации сигналы управления.

§ 3. Контроль работы систем КА и обработка информации

Основные принципы использования БЦВМ в системах контроля и обработки информации можно рассмотреть на примере системы «Damon» (США), которая состоит из главной БЦВМ, специализированного устройства обработки данных и устройств индикации. «Damon» осуществляет автоматический контроль и анализ работы систем КА с индикацией только важной для космонавтов информации, выбор из множества данных лишь необходимой информации для передачи на Землю с целью экономии электроэнергии, имитацию рабочей обстановки для тренировки экипажа. В условиях нормального полета выдается индикация о работе всех узлов и агрегатов типа «включено — выключено». В случае каких-либо отклонений от нормы на экране воспроизводятся полные характеристики вышедшей из строя системы. На Землю при нормальной работе систем КА передается лишь сигнал «Все в порядке», а при отклонениях передаются полные характеристики. Вычислительная машина имеет рабочую частоту 1 *Мгц*, ЗУ машины — 2048 слов, общий вес системы — 68 *кг*, потребляемая мощность — 300 *вт*.

§ 4. Надежность БЦВМ

Надежность БЦВМ можно обеспечить повышением надежности отдельных элементов или различными формами избыточности. Создание современных БЦВМ, обеспечивающих наработку на отказ порядка нескольких тысяч часов, стало возможным только благодаря микроэлектронике. Например, интегральная схема, имея небольшие размеры, вес и потребляемую мощность, заменяет обычную схему, насчитывающую несколько десятков или сотен транзисторов, диодов, резисторов и конденсаторов. Функции этих элементов выполняют определенные участки интегральных схем с высокой надежностью. Интенсивность отказов интегральных схем составляет 0,003—0,001% на 1000 *час*.

Однако и микроэлектронные элементы без избыточности не могут обеспечить надежность систем КА с БЦВМ. В настоящее время, как правило, на борту КА находятся несколько специализированных вычислительных устройств, входящих в различные системы. Предварительные оценки показывают, что с учетом ограничений, связанных с работой вычислительных устройств на борту КА, целесообразно использование одной универсальной БЦВМ вместо нескольких специализированных устройств. Системы с одной БЦВМ отличаются меньшим весом, потребляемой мощностью и стоимостью. Наиболее прогрессивной структурой БЦВМ в этом случае считают такую, в которой имеется несколько арифметических и запоминающих устройств. Машины с несколькими АУ и ЗУ обладают высокой надежностью, гибкостью, повышенным быстродействием и способностью выполнять одновременно несколько задач.

Рассмотрим некоторые формы избыточности, которые могут использоваться в БЦВМ. Применение *корректирующего кода* в БЦВМ позволяет по имеющейся в кодовой комбинации избыточности либо обнаруживать, либо исправлять определенные ошибки, либо производить то и другое вместе. Число дополнительных разрядов, которое необходимо ввести в слова, чтобы обеспечить исправление одиночной ошибки, зависит от длины неизбыточного слова:

Длина неизбыточного слова (двоичные разряды)	1	2—4	5—11	12—26	27—56
Число избыточных разрядов	2	3	4	5	6

Постоянное резервирование устройств и элементов БЦВМ является наиболее простой формой избыточности. Для этой формы избыточности в предположении экспоненциального закона распределения отказов надежность двух устройств или элементов за период времени t

$$\hat{P}_{01} = e^{-t/T}\left(2 - e^{-t/T}\right), \tag{184}$$

где T — наработка на отказ одного устройства или элемента.

Расход мощности и вес при такой форме избыточности удваивается. Кроме того, требуются средства обнаружения отказов.

Резервирование замещением является такой формой избыточности, когда резервное устройство подключается после выхода из строя основного (рис. 177). Это резервирование требует обнаружения отказов и средств подключения запасного устройства. Главное преимущество этой формы избыточности состоит в том, что, хотя для двух устройств (основного и резервного) вес и удваивается, расход мощности фактически не изменяется. Это может привести к значительному уменьшению дополнительного веса источников питания КА.

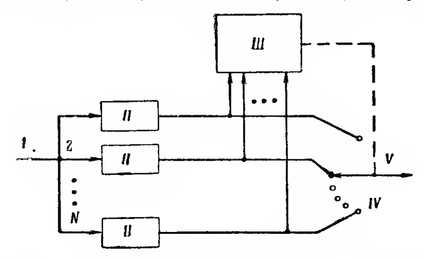


Рис. 177. Схема введения избыточности путем резервирования замещением:
I — вход; II — блоки; III — детектор отказов; IV — переключатель выходов; V — выход; *1, 2, ..., N* — каналы

В предположении экспоненциального закона распределения отказов в этом случае надежность за период времени t

$$\hat{P}_{02} = e^{-t/T}\left(1 + t/T\right). \tag{184a}$$

Такой способ резервирования не пригоден при перемежающихся отказах, вызванных шумами.

Тройная избыточность с мажоритарными элементами заключается в следующем (рис. 178). Сигнал на выходе схемы верен, если сигналы на выходах любых двух устройств из трех верны и если мажоритарный элемент работает правильно, т. е. осуществляется голосование с большинством голосов 2 из 3. Однако возможны и другие варианты, например, 3 из 5, 5 из 7 и т. д.

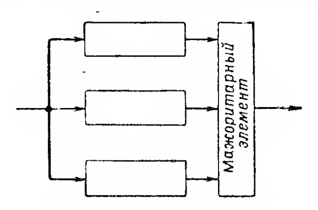


Рис. 178. Тройная избыточность с мажоритарным элементом

В предположении экспоненциального закона распределения отказов надежность этой схемы за период времени t

$$\hat{P}_{03} = 3e^{-2t/T} - 2e^{-3t/T}. \tag{184б}$$

При такой форме избыточности надежность устройства, а следовательно, и вес приблизительно утраиваются. Расход мощности также увеличивается втрое. Главное преимущество этой формы резервирования состоит в том.

что она не требует обнаружения отказов и переключения. Мажоритарные элементы могут также резервироваться. В БЦВМ, когда отказ в работе недопустим, использование схем с мажоритарными элементами оказывается лучшим способом повышения надежности.

Ниже приведены значения надежности $\hat{P}_{01}$, $\hat{P}_{02}$ и $\hat{P}_{03}$ для различных форм избыточности и периодов времени.

Форма избыточности	Величина надежности при заданном значении t/T							
	0,001	0,005	0,01	0,05	0,1	0,5	1,0	1,5
Постоянное резервирование $\hat{P}_{01}$	0,999999	0,999975	0,999901	0,997621	0,990945	0,8456	0,6006	0,3963
Резервирование замещением $\hat{P}_{02}$	0,999999	0,999985	0,999950	0,998792	0,995324	0,9105	0,7260	0,5575
Тройная избыточность с мажоритарными элементами $\hat{P}_{03}$	0,999997	0,999926	0,999705	0,993096	0,974557	0,6580	0,3066	0,1270

Настраивающиеся мажоритарные элементы в сочетании с обычной логической структурой позволяют получить не только самовосстанавливающиеся схемы, но и схемы, которые могут быть перестроены для выполнения множества различных функций. Главным при построении таких схем является реализация переменных весов во входных линиях. Используя процесс настройки, можно заставить пороговый элемент (рис. 179) реализовывать такие двоичные функции, как ИЛИ, ИЛИ — НЕТ, И и др.

Наиболее перспективными являются настраивающиеся элементы, основанные на электрохимических, ферроэлектрических и ферромагнитных принципах (мемистор, многодырочный трансфлюксор и др.).

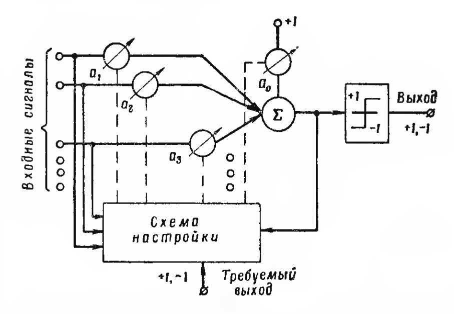


Рис. 179. Настраивающийся линейный пороговой элемент: a_0, a_1, a_2, a_3 — переменные весовые коэффициенты; Σ — суммирующий элемент

Примером БЦВМ с избыточностью является машина, предназначенная для вывода на орбиту первой ступени ракеты «Сатурн-V». Это универсальная БЦВМ с повышенной надежностью. Среднее время между двумя отказами — 45 000 *час.* Такая надежность достигается за счет тройного резерва: все ответственные части схемы выполнены в виде трех одинаковых блоков, работающих параллельно. Выходной сигнал каждой тройки блоков направляется в блок, где по большинству голосов решается, какой из сигналов правильный. Кроме того, БЦВМ имеет двойное ЗУ, блоки которого в наиболее ответственные моменты работают параллельно, что также повышает надежность. По сравнению с аналогичной БЦВМ, используемой для ракеты «Сатурн-I», в данной БЦВМ примерно в 7 раз больше деталей при увеличении веса всего на 20%.

Глава 8

ПАССИВНЫЕ МЕТОДЫ СТАБИЛИЗАЦИИ

§ 1. Гравитационная стабилизация

С учетом гравитационного момента дифференциальные уравнения движения гантелеобразного КА относительно центра масс для малых угловых отклонений имеют вид:

$$\left.\begin{aligned} &J\ddot{\gamma} + \omega^2 (J_z - J_y)\,\gamma + \omega\,(J_x + J_y - J_z)\dot{\psi} = \\ &\qquad = -3\omega_0^2 (J_z - J_y)\,\gamma; \\ &J\ddot{\psi} + \omega^2 (J_z - J_x)\,\psi + \omega\,(J_x + J_y - J_z)\,\dot{\gamma} = 0; \\ &J_z\ddot{\theta} = -3\omega_0^2 (J_x - J_y)\,\theta, \end{aligned}\right\} \quad (185)$$

где J_x, J_y, J_z — главные моменты инерции КА по осям крена, рыскания и тангажа соответственно; γ, ϕ, θ — углы крена, рыскания и тангажа; ω — угловая скорость движения КА, движущегося по эллиптической орбите; ω_0 — угловая скорость КА, движущегося по круговой орбите. При малой величине эксцентриситета $(e \leqslant 0{,}1)$ $\omega^2 \approx \omega_0^2$.

После преобразования системы уравнений (185) получим:

$$\left.\begin{aligned} &J_x\ddot{\gamma} + 4\omega_0^2 (J_z - J_y)\,\gamma + \omega_0\,(J_x + J_y - J_z)\,\dot{\psi} = 0; \\ &J_y\ddot{\psi} + \omega_0^2 (J_z - J_y)\,\psi - \omega_0\,(J_x + J_y - J_z)\,\dot{\gamma} = 0; \\ &J_z\ddot{\theta} + 3\omega_0^2 (J_x - J_y)\,\theta = 0. \end{aligned}\right\} \quad (186)$$

Вычислив определитель и приравняв его нулю, получим характеристическое уравнение системы (186)

$$\left[J_z\hat{P}^2 + 3\omega_0^2\,(J_x - J_y)\right]\left\{J_xJ_y\hat{p}^4 + \omega_0^2\,[4J_y(J_z - J_y) + J_x\,(J_z - J_x) + (J_x + J_y - J_z)^2]\,\hat{p}^2 + 4\omega_0^4\,(J_z - J_y)\,(J_z - J_x)\right\} = 0,$$

которое распадается на два уравнения

$$J_z\hat{p}^2 + 3\omega_0^2\,(J_x - J_y) = 0; \quad (187)$$

$$J_xJ_y\hat{P}^4 + \omega_0^2\,[4J_y\,(J_z - J_y) + J_x\,(J_z - J_x) + (J_x + J_y - J_z)^2]\,\hat{p}^2 + 4\omega_0^4\,(J_z - J_y)\,(J_z - J_x) = 0, \quad (188)$$

где $\hat{p}$ — оператор Лапласа.

Для обеспечения устойчивости движения КА по углу тангажа необходимо и достаточно, чтобы в третьем уравнении системы (185) выполнялось неравенство $J_x > J_y$. Для выполнения устойчивости связанных движений по углам крена и рыскания необходимо, чтобы для второго уравнения системы (185) выполнялось неравенство $J_z > J_x > J_y$. Из третьего уравнения системы (185) определяется собственная частота колебаний КА

$$\nu_\theta = \omega_0 \sqrt{3\,(J_x - J_y)/J_z} \quad (189)$$

и соответствующий период колебаний

$$T_\theta = 0{,}577T_0 \sqrt{J_z/(J_x - J_y)}, \quad (190)$$

где T_0 — период обращения КА по орбите.

Гравитационная стабилизация КА для околоземных орбит может быть обеспечена в случае, если начальные угловые скорости вращения КА не будут превышать 1—1,5 *град/сек*.

Значения амплитуд и периодов колебаний для КА, на который действует гравитационный момент, для различных начальных условий приведены в табл. 62 для следующих параметров аппарата и орбиты: момент инерции $J_x = J_y$; $J_x/J_z = 2{,}5$; $(J_x - J_z)/J_y = 0{,}6$; орбита круговая; период обращения аппарата по орбите $T_0 = 106$ *мин*; угловая скорость обращения $\omega = 0{,}056$ *град/сек*.

Таблица 62

Параметры колебаний КА под действием гравитационного момента

Скорость изменения угла тангажа, *град/сек*	Параметры колебаний КА			
	при $\theta_0 = 0°$		при $\theta_0 = 10°$	
	амплитуда	период, *мин*	амплитуда	период, *мин*
0,00	0°00′	0	10°00′	79,5
0,01	7 40	79,5	12 35	80,0
0,02	15 25	80,5	18 30	81,0
0,05	41 40	91,0	43 25	92,0
0,07	68 35	122	—	—
0,074	—	—	90 00	—
0,075	90 00	—	—	—

Из таблицы видно, что при малых амплитудах период колебания слабо зависит от амплитуды.

§ 2. Аэродинамическая стабилизация

На КА, обращающийся по орбите высотой менее 600 *км*, для стабилизации могут быть использованы аэродинамические силы. Эффективность стабилизации зависит от беличины аэродинамического давления и характеристик КА. Так, например, на высоте 130 *км* аэродинамическое давление равно 0,49 $н/м^2$, на высоте 560 *км* — — $1{,}47 \cdot 10^{-6}$ $н/м^2$.

КА обладает естественной аэродинамической стабилизацией, если центр аэродинамических сил, действующих на КА, смещен относительно центра масс. С целью удаления центра давления от центра масс КА применяются стабилизаторы шарового, плоского, конического и других типов.

В случае шарового стабилизатора (рис. 180, *а*) угловые движения в инерциальной системе координат описываются уравнением

$$\ddot{\theta}_\text{и} + \frac{1}{J} c_x S_\text{ст} q l \sin\alpha = 0, \qquad (191)$$

а в случае плоского стабилизатора (рис. 180, *б*)

$$\ddot{\theta}_\text{и} + \frac{1}{J} c_x S_\text{ст} q l \,|\sin\alpha|\, \sin\alpha = 0, \qquad (192)$$

где c_x — коэффициент лобового сопротивления, который

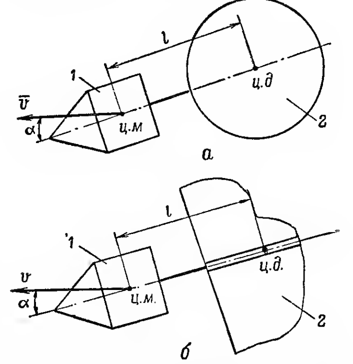


Рис. 180. Шаровой (*а*) и плоский (*б*) стабилизаторы:
1 — космический аппарат; *2* — стабилизатор; ц. м. — центр масс; ц. д. — центр давления

для высот до 480 *км* можно приближенно считать равным 1,5—2; $S_\text{ст}$ — площадь миделя стабилизатора (диаметрального сечения шара); l — расстояние от центра масс КА до центра давления стабилизатора; q — скоростной напор ($q = \rho v^2/2$); α — угол атаки, т. е. угол между направлением воздушной скорости и прямой, проходящей через центр масс КА и центр давления стабилизатора; J — момент инерции КА относительно оси, проходящей через центр масс перпендикулярно к линии центр масс — центр давления стабилизатора.

Решения уравнений (191) и (192) при $\theta_н = \omega t + \alpha_0$ представлены на рис. 181.

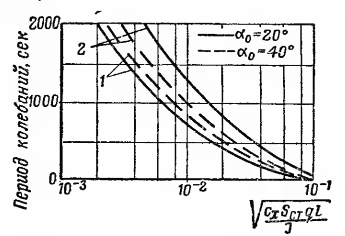


Рис. 181. Характеристики шарового (*1*) и плоского (*2*) стабилизаторов: α_0 — начальный угол атаки

§ 3. Стабилизация давлением солнечных лучей

КА стабилизируется под действием давления солнечных лучей, если центр давления солнечных лучей, действующих на КА, не совпадает с центром масс КА. Для создания управляющего момента на КА могут применяться стабилизаторы конической и плоской форм; поверхности с различными коэффициентами отражения и др.

В случае конического стабилизатора (рис. 182) управляющий момент

$$M_{св} = \frac{1}{6} q_{св} l^2 (2l \cos^2 \delta + 3d) \sin 2\delta \sin \Omega = \nu_{кон}^2 J_z \sin \Omega,$$

где $q_{св}$ — давление световых лучей; l — длина образующей конуса; δ — половина угла при вершине конуса; Ω — угол между направлением на Солнце и линией, проходящей через центр масс и вершину конуса; d — расстояние между центром масс КА и вершиной конуса; $\nu_{кон}$ — собственная частота колебаний; J_z — момент инерции КА относительно оси Oz, перпендикулярной к плоскости движения КА.

Для малых углов Ω движение КА описывается уравнением

$$\ddot{\Omega} + \nu_{кон}^2 \Omega = 0.$$

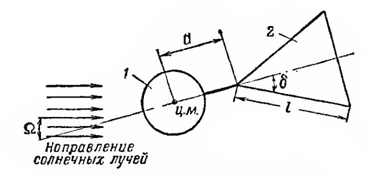


Рис. 182. Конический стабилизатор: *1* — космический аппарат; *2* — стабилизатор; ц. м. — центр масс

При произвольных значениях l и d угол δ целесообразно выбирать в диапазоне 30—40°.

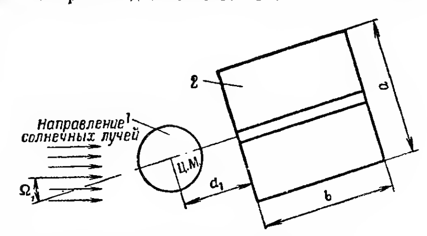


Рис. 183. Плоский стабилизатор: *1* — космический аппарат; *2* — стабилизатор; ц. м. — центр масс

Для плоского стабилизатора (рис. 183) управляющий момент

$$M_{св} = -q_{св} ab (d_1 + 0{,}5b) \sin \Omega_1 = \nu_{пл}^2 J_z \sin \Omega_1,$$

где a — ширина передней кромки стабилизатора; b — длина стабилизатора; Ω_1 — угол между направлением на Солнце и линией, проходящей через центр масс КА и середину передней кромки стабилизатора; d_1 — расстояние от центра масс КА до передней кромки плоского стабилизатора; $\nu_{пл}$ — собственная частота колебаний КА.

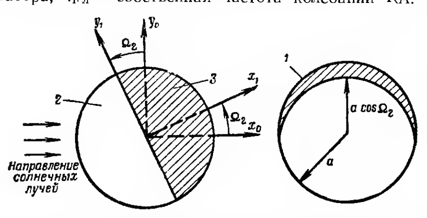


Рис. 184. Стабилизация давлением солнечных лучей:

1 — космический аппарат; 2 — полусфера с поверхностью, отражающей солнечные лучи; 3 — полусфера с поверхностью, поглощающей солнечные лучи; a — радиус сферы: Ω_2 — угол между направлением солнечных лучей и осью x_1

Для малых углов Ω_1 движение КА описывается уравнением

$$\ddot{\Omega}_1 + \nu_{пл}^2 \Omega_1 = 0.$$

Для создания управляющего момента относительно центра масс КА сферической формы необходимо выполнение неравенства $R_1 \neq R_2$, где R_1 и R_2 — коэффициенты отражения солнечных лучей поверхностей двух полусфер КА (рис. 184).

Управляющий момент, обусловленный полным поглощением солнечных лучей частью сферической поверхности КА, равен моменту действия сил давления света на проекцию данной части поверхности на плоскость, нормальную к световому потоку. Например, управляющий момент относительно оси Oz

$$M_{св\, z} = \frac{2}{3} q_{св} a^3 \sin \Omega_2,$$

где a — радиус сферы; Ω_2 — угол разворота КА относительно направления солнечных лучей.

В установившемся режиме управляющий момент уравновешивает возмущающий при угле разворота

$$\Omega_{2\, уст} = \arcsin \left[3M'_{св\, z}/(2q_{св}a^3)\right]^{0,5},$$

где $M'_{св\, z}$ — возмущающий момент

В зависимости от желаемой точности стабилизации в установившемся режиме для ожидаемого возмущающего момента потребный радиус сферы

$$a = \sqrt[3]{3M'_{св\, z}/(2q_{св} \sin \Omega_2)}.$$

§ 4. Стабилизация вращением

Для стабилизации КА относительно инерциального пространства используют вращение КА вокруг стабилизируемой оси. Движение вращающегося КА подчиняется закону моментов:

$$\frac{d\bar{H}}{dt} = \bar{M}_\Sigma,$$

где $\frac{dH}{dt}$ — скорость изменения кинетического момента КА;

$\bar{M}_\Sigma$ — вектор суммарного момента, приложенного к КА.

Так как на КА действуют возмущающие моменты, то вектор кинетического момента КА изменяется как по величине, так и по направлению. Чтобы не вызывать больших скоростей вращения, необходимо относительно оси создавать большие моменты инерции (форма сплюснутого цилиндра). На рис. 185 приведено изменение угловой скорости КА под действием возмущающих моментов при движении по околоземной орбите.

При стабилизации вращением для устранения колебаний с большой амплитудой и прецессионных движений, а также для изменения ориентации оси вращения и поддержания постоянной скорости вращения могут использоваться реактивные двигатели

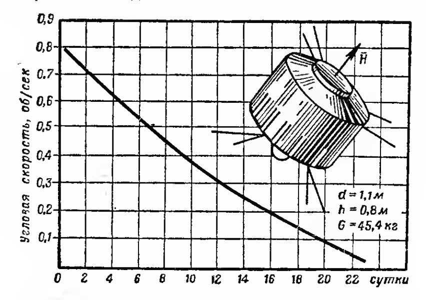


Рис. 185. График изменения угловой скорости вращения КА ($\bar{H}$ — кинетический момент КА)

Глава 9

АКТИВНЫЕ И КОМБИНИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ

§ 1. Импульсная система стабилизации с реактивными двигателями

Одна из возможных блок-схем системы стабилизации углового положения КА в плоскости орбиты (по каналу тангажа) представлена на рис. 186.

Управляющий момент создается с помощью двух реактивных сопел, расположенных на периферии КА в плоскости, перпендикулярной к продольной оси. Направление действия момента изменяется перекрытием соответствующего сопла исполнительного органа специальным клапаном. Управляющий сигнал, поступающий с усилителя-преобразователя на привод клапана, формируется по углу и

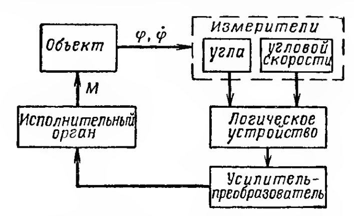


Рис. 186. Импульсная система стабилизации: M — управляющий момент; $\dot{\varphi}$ — угловая скорость вращения КА

угловой скорости отклонения космического аппарата по соответствующей оси стабилизации. Движение КА вокруг центра масс без учета сопротивления среды описывается уравнением

$$\ddot{\varphi} J_x = M,$$

где $\dot{\varphi}$ — угловая скорость КА; J_x — момент инерции КА относительно продольной оси; M — управляющий момент со стороны исполнительного органа системы стабилизации.

Для установившегося автоколебательного режима амплитуда угловых автоколебаний

$$a_{\varphi} = b + b_1^2/2\ddot{\varphi},$$

а амплитуда колебаний скорости

$$a_{\dot{\varphi}} = b_1,$$

где b — зона нечувствительности датчика угла (ДУ); b_1 — зона нечувствительности датчика угловой скорости (ДУС).

Период автоколебаний вычисляется как сумма времени:

$$t_а = t_{раб} + t_{хол} = 4\left(\frac{b_1}{\ddot{\varphi}} + \frac{b}{b_1}\right),$$

где $t_{раб}$ и $t_{хол}$ — соответственно время включенной и выключенной тяги

Поскольку выше был рассмотрен случай идеальной системы стабилизации, то всякое реально имеющееся запаздывание в работе усилительно-преобразовательного и исполнительного устройств приведет к увеличению амплитуды автоколебаний по сравнению с полученными выше значениями.

За период автоколебаний средний секундный расход рабочего тела

$$\dot{G}_{ср} = \frac{t_{раб}}{t_а}\dot{G} = \frac{b_1^2}{b_1^2 + b\ddot{\varphi}}\dot{G},$$

а полный — за время t стабилизации КА —

$$G = \dot{G}_{ср}t.$$

Следовательно, для уменьшения расхода рабочего тела необходимо уменьшать зону нечувствительности ДУС и увеличивать зону нечувствительности ДУ, что, однако, связано с уменьшением точности угловой ориентации КА. Выгодно также увеличивать угловое ускорение КА (любым путем, но только не за счет увеличения $\dot{G}$) или уменьшать запаздывание в контуре стабилизации, так как оно приводит к увеличению амплитуды скорости $a_{\dot{\varphi}}$.

§ 2. Стабилизация с помощью двигателей-маховиков

В системах ориентации и стабилизации КА находят широкое применение двигатели-маховики (ДМ). Они обеспечивают достаточные быстродействие и точность ориентирования (около 0′,1). Как правило, в системе ориентации КА используются системы с тремя ДМ (по одному

ДМ по каждой оси стабилизации). Однако можно стабилизировать КА по трем осям, используя для этого два ДМ, установленные по осям тангажа и рыскания (на основе взаимодействия каналов рыскания и крена).

Для привода маховика в космическом полете применяются электрические двигатели. Наиболее подходящим, с точки зрения управления скоростью вращения, является двухфазный синхронный двигатель. Перспективными двигателями для создания управляющих моментов на КА считаются двигатели постоянного тока с электронной коммутацией напряжения.

Движение КА при использовании в системе управления трех двигателей-маховиков описывается следующими уравнениями:

$$\left.\begin{aligned}
&(I_x - J)\ddot{\varphi}_x + (I_z - I_y)\dot{\varphi}_y\dot{\varphi}_z = \\
&= M_x' + M_{р\,x} + J\dot{\Omega}_y\dot{\varphi}_z - J\dot{\Omega}_z\dot{\varphi}_y; \\
&(I_y - J)\ddot{\varphi}_y + (I_x - I_z)\dot{\varphi}_x\dot{\varphi}_z = \\
&= M_y' + M_{р\,y} - J\dot{\Omega}_x\dot{\varphi}_z + J\dot{\Omega}_z\dot{\varphi}_y; \\
&(I_z - J)\ddot{\varphi}_z + (I_y - I_x)\dot{\varphi}_x\dot{\varphi}_y = \\
&= M_z' + M_{р\,z} - J\dot{\Omega}_x\dot{\varphi}_y - J\dot{\Omega}_y\dot{\varphi}_x;
\end{aligned}\right\} \quad (193)$$

где I_x, I_y, I_z — моменты инерции системы корпус—маховик; $\dot{\varphi}_x$, $\dot{\varphi}_y$, $\dot{\varphi}_z$ — проекции угловой скорости КА; M_x', M_y', M_z' — проекции внешнего возмущающего момента; $M_{р\,x}$, $M_{р\,y}$, $M_{р\,z}$ — моменты динамической реакции, появляющиеся при разгоне маховика; J — момент инерции маховика; $\dot{\Omega}_x$, $\dot{\Omega}_y$, $\dot{\Omega}_z$ — угловые скорости маховиков.

Если на КА в течение времени t действует внешний момент только по одной из осей, например, по оси Oz, и система управления срабатывает мгновенно, то

$$\dot{\Omega}_x = \dot{\Omega}_{0x}; \quad \dot{\Omega}_y = \dot{\Omega}_{0y}; \quad \dot{\Omega}_z = \dot{\Omega}_{0z} + M_z't/J,$$

где $\dot{\Omega}_{0x}$, $\dot{\Omega}_{0y}$, $\dot{\Omega}_{0z}$ — начальные угловые скорости маховиков.

Следовательно, угловые скорости маховиков, установленных по осям Ox и Oy, не должны изменяться, тогда

как угловая скорость маховика по оси $0z$ должна иметь приращение, пропорциональное величине и времени действия внешнего возмущающего момента. Это очень важное обстоятельство является ограничивающим фактором самостоятельного применения систем управления с двигателями-маховиками, так как практически угловая скорость маховика всегда ограничена некоторой предельной величиной. Поэтому требуется периодическое гашение угловой скорости вращения, накопленной маховиком, с одновременным включением бортовых реактивных двигателей стабилизации.

При отсутствии внешних возмущающих моментов для устранения начальной угловой скорости $\dot{\varphi}_0$ КА угловая скорость ДМ должна быть $\dot{\Omega}=\dot{\varphi}(I+J)J$, т. е. ДМ необходимо сообщить в этом случае дополнительную скорость $\Delta\dot{\Omega}=\dot{\varphi}I/J$ в том же направлении.

Если нет внешних возмущающих моментов и начальная угловая скорость КА равна нулю, то для разворота его на угол φ маховик необходимо повернуть на угол

$$\Omega=-\varphi I/J.$$

Величина начальной скорости, которая может быть скомпенсирована маховиком, $\dot{\varphi}_{\max}\leqslant\Delta\dot{\Omega}_{\max}J/I$, где $\Delta\dot{\Omega}_{\max}$ — максимальная скорость вращения маховика.

Определим энергетические затраты в процессе управления КА с помощью двигателя-маховика на примере одноосевой системы управления (рис. 187). Передаточная функция такой системы

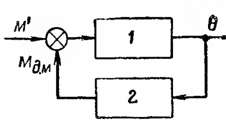


Рис. 187. Одноосевая система управления с двигателем-маховиком:

1 — космический аппарат; 2 — маховик с моментным устройством: M' — внешний момент; $M_{дм}$ — управляющий момент; θ — отклонение оси вращения КА от заданного положения

$$\frac{\theta}{M'}=\frac{\tau^2}{I\cdot\left(\tau\hat{p}+1\right)^2}, \qquad (194)$$

где θ — отклонение оси вращения КА от заданного положения; τ — постоянная времени системы управления; $\hat{p}$ — оператор Лапласа.

При действии на КА импульсного момента величиной $\Delta M'$ реакция системы описывается уравнением

$$\theta(t)=\frac{\Delta M't}{I}e^{-\frac{t}{\tau}}. \qquad (195)$$

Потребный управляющий момент маховика для этого возмущения

$$M_{дм}=-\frac{2\Delta M'}{\tau}\left(1-\frac{t}{2\tau}\right)e^{-\frac{t}{\tau}}, \qquad (196)$$

а угловая скорость маховика

$$\dot{\Omega}=\frac{\Delta M'}{J}\left[1+\left(\frac{t}{\tau}-1\right)e^{-t}\right]+\dot{\Omega}_0, \qquad (197)$$

где $\dot{\Omega}_0$ — начальная угловая скорость маховика.

Мощность, необходимая для разгона маховика (без электрических потерь, потерь на трение и при начальной угловой скорости $\dot{\Omega}_0=0$),

$$P_{дв}=\frac{(\Delta M')^2(2\tau-t)}{J\tau^2}\left(1-e^{-\frac{t}{\tau}}\right)e^{-\frac{t}{\tau}}. \qquad (198)$$

Величина потребляемой энергии определится интегрированием выражения (198). При $t=\tau$ получим: $E=(\Delta M')^2/2J$.

§ 3. Стабилизация с помощью шарового маховика

Шаровой маховик представляет собой синхронный двигатель, имеющий три статорные обмотки, расположенные по внутренней поверхности сферического корпуса в трех ортогональных плоскостях, и ротор (маховик) в виде полого шара из токопроводящего материала. Момент, создаваемый при вращении шара,

$$M_{ш}=\frac{r_{ш}^3B^2}{4}\cdot\frac{2\dot{\Omega}\dot{\Omega}_{м}}{\left(\dot{\Omega}_{м}^2+\dot{\Omega}^2\right)}, \qquad (199)$$

где $\dot{\Omega} = \frac{3 \cdot 10^9 \rho}{4\pi r_{ш} \delta}$ — угловая скорость маховика; $\dot{\Omega}_м$ — угловая скорость магнитного поля; B — магнитная индукция; $r_ш$ — радиус шара; δ — толщина стенки шара; ρ — удельное сопротивление материала шара.

Для снятия кинетического момента шарового маховика можно использовать токи Фуко, наводимые в маховике при вращении его в магнитном поле Земли. Радиус шара определяется для осредненной величины возмущающего момента M', действующего на КА. При этом M' должны быть меньше момента шарового маховика, соответствующего индукции B, равной индукции магнитного поля Земли.

§ 4. Создание управляющего момента с помощью моментного магнитопривода

На рис. 188 представлена одна из возможных схем магнитопривода, предназначенная для пространственной

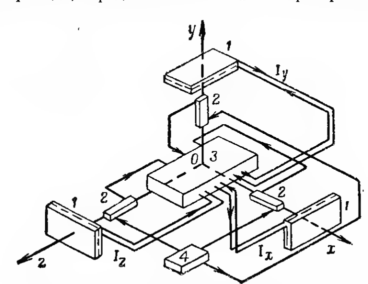


Рис. 188. Схема моментного магнитопривода для пространственной ориентации КА:
1 — силовые катушки; *2* — магнитоприводы; *3* — вычислительное устройство; *4* — генератор напряжений; I_x, I_y, I_z — токи, возникающие под воздействием магнитного поля Земли

ориентации КА. Вектор управляющего момента, создаваемый магнитоприводом,

$$\overline{M}_{мп} = \overline{M}_{мк} \times \overline{B}_e,$$

где $\overline{M}_{мк}$ — вектор магнитного момента силовых катушек; $\overline{B}_e$ — вектор магнитной индукции магнитного поля Земли.

Магнитный момент каждой силовой катушки

$$M_{мк\,x} = nSI_x; \quad M_{мк\,y} = nSI_y; \quad M_{мк\,z} = nSI_z,$$

где n и S — соответственно число витков и площадь витка катушки; I_x, I_y, I_z — величины тока, возникающего под воздействием магнитного поля Земли.

$$\left.\begin{aligned} I_x &= \frac{B_{ey} M_{мп\,z} - B_{ez} M_{мп\,y}}{nSB_e^3}; \\ I_y &= \frac{B_{e\,z} M_{мп\,x} - B_{e\,x} M_{мп\,z}}{nSB_e^3}; \\ I_z &= \frac{B_{e\,x} M_{мп\,y} - B_{e\,y} M_{мп\,x}}{nSB_e^3}. \end{aligned}\right\} \quad (200)$$

Максимальный управляющий момент магнитопривода

$$M_{мп\,max} = \frac{143 \cdot 10^6 D_{ср}}{4(6371 + h)} \sqrt{\frac{NG}{\gamma\rho}}, \quad (201)$$

где h — высота полета КА; $D_{ср}$ — средний диаметр круглой катушки; N — мощность, потребляемая катушкой; G — вес катушки; γ — удельный вес провода катушки; ρ — удельное сопротивление провода.

Если вес катушки задан, можно подсчитать максимальный момент магнитопривода, подобрать конструктивные размеры, мощность и характеристики материала провода катушек.

§ 5. Некоторые комбинированные методы стабилизации

Возможны следующие типы комбинированных систем стабилизации и ориентации КА: стабилизация вращением в комбинации с моментным магнитоприводом; двигатели-

маховики в комбинации с реактивными двигателями; двигатели-маховики в комбинации с моментным магнитоприводом; гравитационная система стабилизации в комбинации с двигателями-маховиками и т. д.

Требуемая ориентация одной оси КА в инерциальном пространстве может быть обеспечена вращением КА вокруг этой оси. Так как действие внешних или внутренних возмущающих моментов на КА вызывает прецессию его оси вращения, необходима коррекция ее положения в пространстве. Для создания управляющего момента в этом случае может использоваться моментный магнитопривод с одной катушкой, вектор магнитного момента которой направлен по оси вращения КА. Управляющий момент прикладывается к аппарату относительно двух ортогональных осей, перпендикулярных к оси вращения и сохраняющих неизменное положение в пространстве (рис. 189).

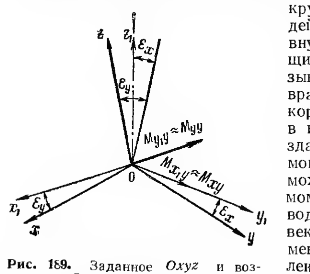


Рис. 189. Заданное $Oxyz$ и возможное $Ox_1y_1z_1$ положения оси вращения КА:
ε_x, ε_y — углы отклонения оси вращения Oz_1 КА от заданного положения; M_{xy}, M_{yy} — составляющие управляющего момента

Блок-схема системы управления угловой ориентации оси вращения КА (рис. 190) работает следующим образом.

Параметры орбиты, рассчитанные в принятой системе координат, поступают в вычислительное устройство, в котором определяются значения составляющих M_{xy} и M_{yy} управляющего момента по осям полусвязанной системы координат (рис. 191). В это же устройство поступает также информация об отклонении оси вращения КА от заданного положения, т. е. углы ε_x и ε_y, измеренные на борту КА и переданные на Землю.

Разности требуемых и действительных величин углов подаются на входы переключающих устройств, напряжения с выходов которых кодируются и передаются на борт

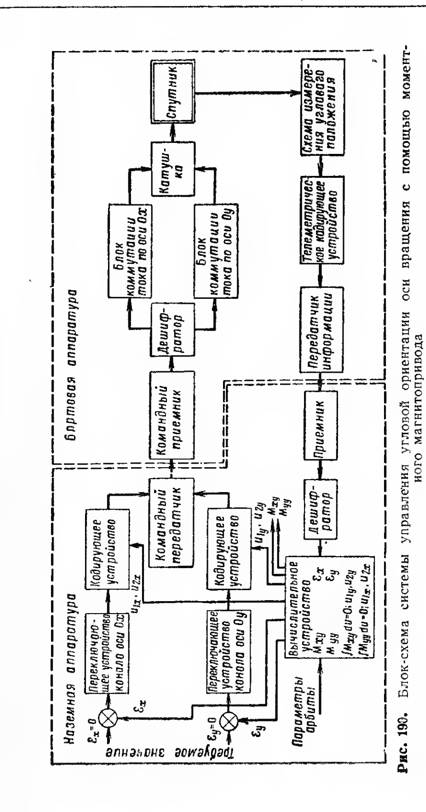


Рис. 190. Блок-схема системы управления угловой ориентации оси вращения с помощью моментного магнитопривода

КА. Здесь принятые сигналы усиливаются, преобразуются и поступают в соответствующие блоки коммутации тока через силовую катушку. Время коммутации тока определяет продолжительность действия управляющего момента

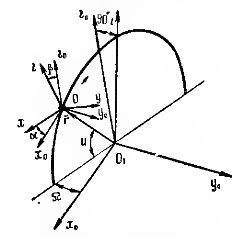


Рис. 191. Полусвязанная система координат: i, u, r, Ω — параметры орбиты КА

и вычисляется для каждого канала в виде угловых перемещений u_{1x}, u_{2x} и u_{1y}, u_{2y} центра масс КА по орбите.

Предполагается, что основная погрешность такой системы будет зависеть от точности измерения углов отклонения оси вращения КА от заданного положения.

Глава 10

ДЕМПФИРОВАНИЕ КОЛЕБАНИЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

§ 1. Демпфирование колебаний вращающегося КА

К большинству стабилизированных вращением космических объектов предъявляется требование, состоящее в том, чтобы ось собственного вращения аппарата совпадала с одной из главных осей инерции с минимальным допуском на отклонение. Так, например, при отсутствии внешних сил вектор кинетического момента $\bar{H}$ остается постоянным и КА вращается с угловой скоростью $\dot{\Omega}=H/J$ относительно оси, имеющей момент инерции J.

Кинетическая энергия вращающегося КА (рис. 192)

$$E_{кин} = 0{,}5J\dot{\Omega}^2 = H^2/2J. \qquad (202)$$

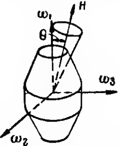


Рис. 192. Стабилизация космического аппарата вращением

Для асимметричного КА, имеющего моменты инерции J и I, кинетический момент H и кинетическая энергия $E_{кин}$ выражается через компоненты угловой скорости $\dot{\Omega}$ КА вдоль главных осей:

$$H^2 = I^2\left(\dot{\Omega}_2^2 + \dot{\Omega}_3^2\right) + I^2\dot{\Omega}_1^2; \qquad (203)$$

$$E_{кин} = 0{,}5\left[I\left(\dot{\Omega}_2^2 + \dot{\Omega}_3^2\right) + J\dot{\Omega}_1^2\right]. \qquad (204)$$

Для расчета демпферов, стабилизируемых вращением КА, могут быть использованы:

1. Соотношение между половиной угла конуса прецессии θ и угловыми скоростями

$$\sin\theta = I\sqrt{\dot{\Omega}_2^2 + \dot{\Omega}_3^2}/H. \qquad (205)$$

2. Соотношение между половиной угла конуса и кинетической энергией

$$\sin^2\theta = \frac{I(2JE_{кин} - H^2)}{H^2(J - I)}. \qquad (206)$$

3. Частота колебания ускорений во внутренней точке корпуса КА

$$\nu_p = \frac{(J - I)H\cos\theta}{IJ}. \qquad (207)$$

Конструкция устройства, предназначенного для демпфирования колебаний, определяется величиной и направлением ускорений в различных точках КА. Эти уско-

рения создают в демпфере относительное движение, которое совершает работу против сил трения.

Для демпфирования колебаний вращающихся КА при умеренных величинах половины угла конуса θ находят широкое применение резонансные механические системы.



Рис. 193. Устройство демпфирования колебаний с использованием вязкости жидкости:
а — кольцевой демпфер, установленный на корпусе; *б* — кольцевой демпфер при небольших углах конуса; *в* — кольцевой демпфер при больших углах конуса; *1* — жидкость; *2* — пустота; *3* — ось вращения; *4* — КА; *5* — демпфер

Для случаев, когда угол конуса 2θ мал, обычно применяются устройства, которые рассеивают энергию за счет вязкости жидкости (рис. 193).

Для гашения прецессии оси собственного вращения асимметричного корпуса КА могут быть применены маятниковые демпферы. В конструкции одного из типов маятникового демпфера, состоящей из маятника и шарнира, используется шарнир из вязкоупругого материала, который обеспечивает одновременно и жесткость на кручение и вязкое демпфирование. Маятник помещен в произвольной точке тела КА, а его ось в невозмущенном положении параллельна желаемому направлению оси собственного вращения КА. Регулируя жесткость в шарнире маятника, можно настроить демпфер на угловую скорость прецессии КА.

Для демпфирования колебаний вращающихся КА относительно одной оси может использоваться двигатель-маховик. Демпфирующий маховик (рис. 194) устанавливается в кардановом подвесе. Если демпфирующий момент не нужен, то ось вращения маховика совмещается с осью вращения КА. При необходимости создания демпфирующего момента относительно некоторой оси КА маховик поворачивается с помощью моторов, связанных с рамками подвеса таким образом, чтобы создать компоненты момента количества движения маховика по направлениям, перпендикулярным к оси вращения и рассматриваемой оси корпуса КА. При таком положении маховика возникает необходимый момент.

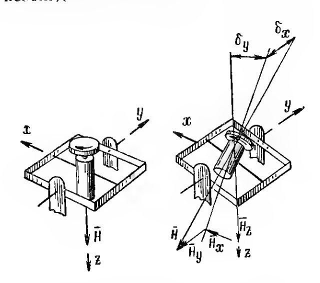


Рис. 194. Демпфирующий маховик ($\bar{H}$ — кинетический момент маховика)

§ 2. Магнитный демпфер для гравитационных систем ориентации и стабилизации

Для демпфирования колебаний КА может применяться магнитное устройство, состоящее из внешней и внутренней сфер, пространство между которыми заполнено вязкой жидкостью. После выхода спутника на орбиту внутренняя сфера (в результате взаимодействия магнитного поля Земли и магнитного поля, установленного на этой сфере стержневого магнита) занимает определенное положение относительно силовых линий магнитного поля Земли, которое сохраняется и в дальнейшем. При раскачивании (либрации) спутника внешняя сфера поворачивается относительно внутренней. В результате тормозящего действия находящейся между сферами вязкой жидкости основная часть энергии либрации расходуется на нагрев жидкости и рассеивается, а примерно 20% переходит в токи Фуко, индуктируемые во внешней сфере.

Глава 11

АВТОНОМНЫЕ МЕТОДЫ КОСМИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ

§ 1. Задачи и методы космической навигации

Задачей космической навигации является определение координат КА, величины и направления его вектора скорости в выбранной системе координат. Космическая навигация является автономной, если параметры движения КА определяются с помощью бортовой навигационной аппаратуры, работающей независимо от средств навигации и связи, находящихся на Земле или других космических объектах. В настоящее время наиболее приемлемыми для автономной космической навигации являются инерциальные, астрономические, астроинерциальные методы и методы, основанные на моделировании движения КА.

§ 2. Метод инерциальной навигации

При инерциальном методе навигации параметры движения КА определяются интегрированием ускорений, измеряемых акселерометрами, ориентированными относительно некоторой выбранной системы координат.

В состав аппаратуры инерциальной системы навигации входят (рис. 195) три акселерометра A_x, A_y, A_z, оси чувствительности которых взаимно перпендикулярны; гиростабилизированная платформа; три пары интеграторов $И_{1x}$, ..., $И_{2z}$, вычислительное устройство B. Однократное интегрирование сигналов a_x, a_y, a_z с акселерометров позволяет определить проекции составляющих скорости движения КА на оси выбранной системы координат:

$$v_x = \int_0^t a_x\,dt; \quad v_y = \int_0^t a_y\,dt; \quad v_z = \int_0^t a_z\,dt, \qquad (208)$$

а двукратное интегрирование — текущие координаты:

$$\left.\begin{aligned} x &= x_0 + \int_0^t\!\!\int a_x\,dt\,dt; \\ y &= y_0 + \int_0^t\!\!\int a_y\,dt\,dt; \\ z &= z_0 + \int_0^t\!\!\int a_z\,dt\,dt, \end{aligned}\right\} \qquad (209)$$

где x_0, y_0, z_0 — координаты точки старта КА.

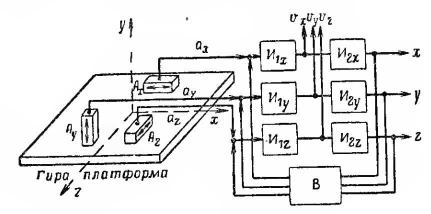


Рис. 195. Инерциальная система навигации: A — акселерометры; $И$ — интеграторы; B — вычислитель

Так как акселерометры измеряют ускорения КА только под действием сил негравитационного происхождения, то для осуществления автокомпенсации погрешностей инерциальной системы от гравитационных ускорений вычислительное устройство решает следующие уравнения:

$$g_x = f\frac{Mx}{r^3}; \quad g_y = f\frac{My}{r^3}; \quad g_z = f\frac{Mz}{r^3},$$

где M — масса Земли; f — постоянная тяготения; $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ — расстояние от центра Земли до КА.

Погрешности инерциальных систем навигации определяются неточностью начальной установки координат, уходом гироплатформы и погрешностью вычисления компен-

сирующих сигналов. В частном случае полета по прямой в направлении оси Oy погрешности:

$$\left.\begin{aligned} \Delta x &= \Delta x_0 \cos \omega_0 t + \frac{\Delta \dot{x}}{\omega_0} \sin \omega_0 t; \\ \Delta y &= \frac{1}{2}\left(\Delta y_0 + \frac{\Delta \dot{y}}{\omega_0 \sqrt{2}}\right) e^{\omega_0 t\sqrt{2}} + \\ &+ \frac{1}{2}\left(\Delta y_0 - \frac{\Delta \dot{y}}{\omega_0 \sqrt{2}}\right) e^{-\omega_0 t\sqrt{2}}; \\ \Delta z &= \Delta z_0 \cos \omega_0 t + \frac{\Delta \dot{z}}{\omega_0} \sin \omega_0 t, \end{aligned}\right\}$$

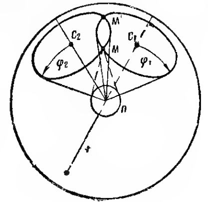
где Δx_0, Δy_0, Δz_0 — неточность начальной установки координат; $\Delta \dot{x}$, $\Delta \dot{y}$, $\Delta \dot{z}$ — неточность определения скорости КА; $\omega_0 = \sqrt{g/R_e}$ — собственная частота колебаний системы (g — ускорение силы тяжести, R_e — радиус Земли).

Погрешности Δx и Δz меняются по гармоническому закону с амплитудой, зависящей от начальных условий, а погрешность Δy в направлении поля тяготения нарастает по закону гиперболического синуса. Для уменьшения погрешностей в инерциальной системе (особенно по оси Oy) следует использовать дополнительную внешнюю информацию. Так как силы негравитационного происхождения в условиях космоса малы, то для обеспечения работы инерциальных систем необходимо иметь акселерометры, которые могут измерять ускорения до 10^{-6}—10^{-8} g.

§ 3. Методы астрономической навигации

В основе астрономических методов навигации лежит использование поверхностей положения — геометрических мест точек вероятного местоположения КА. Координаты КА определяются по трем поверхностям положения, пересекающимся в нескольких точках, из которых только одна соответствует действительному местоположению КА. Ее определяют на основе знания приблизительных координат КА.

В состав аппаратуры астрономических систем навигации входят оптические устройства, позволяющие измерять углы между направлениями на небесные тела или расстояния до небесных тел, и вычислительные устройства.



При методе навигации, основанном на пеленгации звезд и планеты, координаты КА определяются измерением углов φ_1 и φ_2 между направлениями на звезды C_1 и C_2 и на центр планеты $П$, а также угла β видимого диаметра этой планеты (рис. 196, *а*). В результате измерений получаются две конические поверхности положения с общей вершиной в центре планеты $П$ и сферическая поверхность положения радиусом r, перенесение которых дает две точки, из которых точка M в соответствии с данными о приближенном местоположении является действительным местом КА.

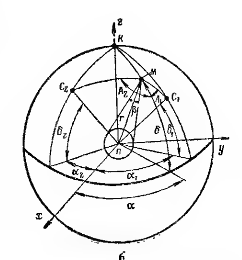


Рис. 196. Схема определения местоположения КА пеленгацией звезд и планеты: *а* — поверхности положения КА; *б* — параметры поверхностей положения

При расположении начала системы координат в центре планеты сферические координаты r, α, δ КА определяются из полярных треугольников KC_2M и KC_1M (рис. 196, *б*):

$$\left.\begin{aligned} \cos \varphi_1 &= \sin \delta \sin \delta_1 + \cos \delta \cos \delta_1 \cos (\alpha_1 - \alpha); \\ \cos \varphi_2 &= \sin \delta \sin \delta_2 + \cos \delta \cos \delta_2 \cos (\alpha_2 - \alpha); \\ r &= 0{,}5D/\sin 0{,}5\beta, \end{aligned}\right\} \quad (210)$$

где α_1, α_2 и δ_1, δ_2 — сферические координаты звезд; D — видимый диаметр планеты.

Координаты α и δ КА, выраженные в уравнении (210) в неявном виде, определяются с помощью вычислительного устройства, решающего задачу для конкретных условий.

Погрешности в определении координат КА зависят от ошибок пеленгации ($\Delta\varphi_1$, $\Delta\varphi_2$, $\Delta\beta$), ошибок в определении координат звезд ($\Delta\alpha_1$, $\Delta\alpha_2$, $\Delta\delta_1$, $\Delta\delta_2$), ошибок измерения диаметра ΔD планеты и определяются по формулам:

$$\left.\begin{aligned}
\Delta\alpha &= \frac{(\Delta\varphi_1+\Delta\delta_1\cos q_1)\cos A_2-(\Delta\varphi_2+\Delta\delta_2\cos q_2)\cos A_1}{\cos\delta\sin(A_2-A_1)};\\
\Delta\delta &= \frac{(\Delta\varphi_2+\Delta\delta_2\cos q_2)\sin A_1-(\Delta\varphi_1+\Delta\delta_1\cos q_1)\sin A_2}{\sin(A_2-A_1)};\\
\Delta r &= r\left(\frac{\Delta D}{D}-\frac{\Delta\beta}{2}\operatorname{ctg}\frac{\beta}{2}\right),
\end{aligned}\right\}$$

где A_1 и A_2 — азимуты звезд; q_1 и q_2 — параллактические углы звезд.

При $|A_2-A_1|\to 0$ погрешности неограниченно возрастают, поэтому необходимо обеспечить условие $|A_2-A_1|\geqslant 20$—$30°$. При больших удалениях от небесного тела угол β мал, что приводит к возрастанию погрешности Δr, поэтому данный метод целесообразно применять при полетах вблизи небесного тела.

При методе навигации, основанном на визировании звезды и навигационного ИСЗ, который представляет собой КА с заранее определенными эфемеридами и используется в качестве опорной точки в пространстве для выполнения навигационных измерений, задача решается в полярной системе координат, полюс которой совмещен с геометрическим местом навигационного ИСЗ на единичной сфере. Так как координаты δ_a, α_a и r_a навигационного ИСЗ, проекция которого на поверхность единичной сферы обозначена точкой B (рис. 197), предполагаются известными, то местоположение КА определяется величинами геоцентрического зенитного расстояния z навигационного ИСЗ и параллактического угла Q, заключенного между меридианом BP и вертикалом BZD навигационного ИСЗ. Геоцентрическое зенитное расстояние находится из треугольника MAO по формуле

$$\cos z=\frac{r^2+r_a^2-d^2}{2rr_a},$$

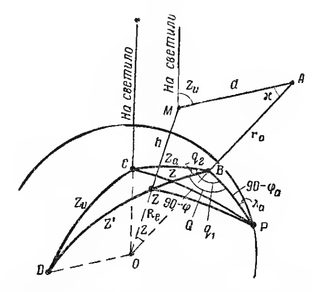


Рис. 197. Схема определения местоположения КА визированием звезды и навигационного ИСЗ

где d — расстояние MA от КА до навигационного ИСЗ (измеряется непосредственно); $r=R_e+h$ (R_e — радиус Земли; h — высота полета; измеряется непосредственно).

Параллактический угол $Q=q_1-q_2$. Угол q_1 между геометрическим местом светила C и меридианом навигационного ИСЗ известен на основе прогнозирования движения навигационного ИСЗ, а угол q_2 определяется из сферического треугольника CBD по формуле:

$$\cos q_2=\frac{\cos z_и+\cos\varkappa\cos z_a}{\sin\varkappa\sin z_a};$$

где $z_и$ — угол между направлением на навигационный ИСЗ и звезду (определяется непосредственно); z_a — расстояние CB (известно на основе прогнозирования); $\varkappa$ —

угол между линией визирования навигационного ИСЗ и его местной вертикалью — находится из соотношения

$$\cos \varkappa = \frac{r_{\text{а}}^2 - r^2 + d^2}{2dr_{\text{а}}}.$$

Погрешности в определении координат КА можно вычислить по формулам:

$$\left.\begin{aligned} \Delta z &= \frac{\Delta r\,(r_{\text{а}} \cos z - r) + \Delta r_{\text{а}}\,(r \cos z - r_{\text{а}}) - \Delta d \cdot d}{r r_{\text{а}} \sin z}; \\ \Delta Q &= \Delta q_1 + \frac{\Delta z_{\text{и}}}{\sin z_{\text{а}} \sin C} - \Delta\varkappa \left(\frac{\operatorname{ctg} \varkappa}{\operatorname{tg} q_2} + \frac{\operatorname{ctg} z_{\text{а}}}{\sin q_2} \right) - \\ &\quad - \Delta z_{\text{а}} \left(\frac{\operatorname{ctg} \varkappa}{\sin q_2} + \operatorname{ctg} q_2 \operatorname{ctg} z_{\text{а}} \right), \end{aligned}\right\}$$

где C — дуга BCD.

Для получения удовлетворительной точности визирование звезды и навигационного ИСЗ должно производиться при возможно большем удалении навигационного ИСЗ от направления OC на звезду и KA от плоскости BOC.

Астрономические методы не позволяют непосредственно измерять скорость полета КА, ее можно получить только дифференцированием координат (при наличии соответствующих сглаживающих фильтров высокочастотных помех).

Чтобы задать допуски на погрешности астрономических систем навигации, следует иметь в виду, что абсолютные расстояния между телами солнечной системы известны с точностью 0,01%. Поэтому более высокие требования к точности не имеют смысла.

§ 4. Метод астроинерциальной навигации

Астроинерциальный метод навигации представляет собой комбинирование методов инерциальной и астрономической навигации, из которых первый метод используется для определения скорости и координат КА, а второй — для целей коррекции инерциальной системы, а также для уточнения местоположения КА.

Астроинерциальная система может быть представлена как инерциальная система с автокомпенсацией, описанная выше, в состав которой дополнительно входят три телескопа T_1, T_2, T_3, установленные на гироплатформе, и два вычислительных устройства B_2 и B_3 (рис. 198). Информа-

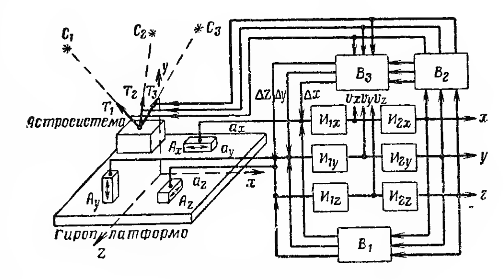


Рис. 198. Астроинерциальная система навигации

ция о скорости и координатах вырабатывается инерциальной частью системы в соответствии с формулами (208) и (209). Телескопы осуществляют коррекцию уходов гироплатформы относительно трех светил: C_1, C_2, C_3. Вычислительное устройство B_2 на основе координат, определенных инерциальной системой, и эфемерид пеленгуемых светил вычисляет угловые координаты светил относительно инерциальной системы координат и в соответствии с этими координатами осуществляет управление телескопами. Если между вычисленными координатами и фактическими координатами пеленгуемых телескопами светил имеется рассогласование, то в вычислительном устройстве B_3 определяются поправки Δx, Δy, Δz, которые затем по цепи обратной связи передаются в схему измерения и интегрирования ускорений.

В установившемся режиме погрешности астроинерциальной системы определяются по приближенным соотношениям:

$$\left.\begin{aligned} x_{\text{уст}} &= \frac{1}{\nu^2}(\Delta g_x + \Delta a_{x\,\text{и}} + \Delta a_{x\,\text{г}}) - \Delta x_{\text{и}};\\ y_{\text{уст}} &= \frac{1}{\nu^2}(\Delta g_y + \Delta a_{y\,\text{и}} + \Delta a_{y\,\text{г}}) - \Delta y_{\text{и}};\\ z_{\text{уст}} &= \frac{1}{\nu^2}(\Delta g_z + \Delta a_{z\,\text{и}} + \Delta a_{z\,\text{г}}) - \Delta z_{\text{и}}, \end{aligned}\right\}$$

где Δg_x, Δg_y, Δg_z — погрешности формирования сигналов автокомпенсации ускорений, происходящие от неточного задания масс, размеров небесных тел и элементов их траекторий; $\Delta a_{x\,\text{и}}$, $\Delta a_{y\,\text{и}}$, $\Delta a_{z\,\text{и}}$ — инструментальные погрешности акселерометров; $\Delta a_{x\,\text{г}}$, $\Delta a_{y\,\text{г}}$, $\Delta a_{z\,\text{г}}$ — погрешности, вызванные уходом гироплатформы; $\Delta x_{\text{и}}$, $\Delta y_{\text{и}}$, $\Delta z_{\text{и}}$ — погрешности компенсационных сигналов обратной связи, вызванные неточностью пеленгации светил, погрешностями фотоследящих систем, вычислительных устройств и т. д.; ν — собственная частота системы.

Погрешности навигации, вызванные неточностью акселерометров, уходом гироплатформы и неточной компенсацией ускорений, обратно пропорциональны квадрату собственной частоты системы, поэтому для увеличения точности частоту системы следует повышать. Погрешности $\Delta x_{\text{и}}$, $\Delta y_{\text{и}}$, $\Delta z_{\text{и}}$ от частоты системы не зависят, для их уменьшения необходимо повышать точность работы телескопических и вычислительных устройств.

Астроинерциальные системы обладают высокой точностью и в настоящее время являются наиболее перспективными системами космической навигации.

§ 5. Метод, основанный на моделировании движения КА

Для определения координат КА применяется индикатор местоположения и места посадки, представляющий собой навигационный глобус, моделирующий движение КА вокруг Земли (рис. 199). Ось NS глобуса параллельна плоскости суточного вращения Земли, а ось CC — перпен-

дикулярна плоскости орбиты. Угол между осями NS и CC равен наклонению орбиты i. Вокруг оси NS глобус $Г$ с помощью двигателя $Д_1$ вращается с запада на восток

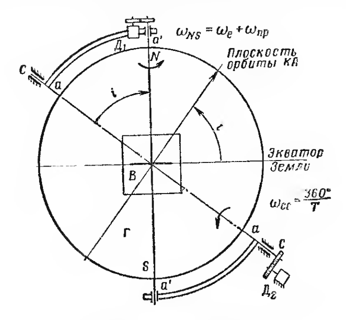


Рис. 199. Индикатор местоположения КА (навигационный глобус)

со скоростью ω_{NS}, равной одному обороту Земли за звездные сутки ($23^{\text{ч}}56^{\text{м}}0^{\text{с}},4$ среднего солнечного времени). Движение КА по орбите заменяется вращением глобуса двигателем $Д_2$ вокруг оси CC в направлении, противоположном движению КА, со скоростью $\omega_{CC} = \frac{360^\circ}{T}$ (T — период обращения КА вокруг Земли). Перекрестие визира B показывает положение КА в данный момент.

Перед запуском глобус устанавливается в исходное положение так, что перекрестие визира располагается над точкой вывода КА на орбиту. Включение устройства производится в момент вывода КА в эту точку. В случае вывода КА на орбиту с другим наклонением i соответственно изменяются длины дуг aa'.

Постоянная угловая скорость вращения глобуса относительно оси CC соответствует только круговой орбите. При движении КА по эллиптической орбите скорость вра-

щения двигателя $Д_2$ управляется программным устройством. Для учета прецессии орбиты к скорости вращения глобуса ω_{NS}, соответствующей скорости вращения Земли $\Omega_с$, добавляется средняя угловая скорость $\omega_{пр}$ прецессии орбиты. Коррекция индикатора местоположения осуществляется поворотом глобуса таким образом, чтобы под перекрестием оказалась та точка поверхности Земли, над которой по данным более точных систем в настоящее время находится КА.

Глава 12

ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ

§ 1. Назначение двигательных установок. Классификация

Двигательные установки (ДУ) на борту КА предназначены для создания силы тяги или момента. По типу используемой энергии ДУ разделяются на химические (ХРД) и нехимические (НХРД). ХРД в свою очередь могут быть: жидкостными (ЖРД), твердотопливными (РДТТ) и комбинированными (КРД). НХРД могут быть ядерными (ЯРД) и электрическими. Последние подразделяются на электротермические (ЭТРД), электростатические (ЭСРД) и электромагнитные (ЭМРД) двигатели. К НХРД условно относятся термодинамические ДУ, использующие энергию сжатого газа, и ДУ, использующие солнечную энергию (солнечные термодинамические двигательные установки — СТРД — и солнечные паруса — СП).

Двигательные установки характеризуются удельным импульсом, т. е. затратой массы рабочего тела на получение заданной тяги, и удельным весом, т. е. весом ДУ на единицу тяги (рис. 200—202). В табл. 63—66 приведены данные, которые характеризуют области применения различных типов ДУ и позволяют произвести ориентировочный расчет их основных параметров.

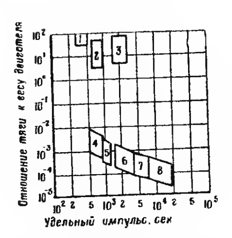


Рис. 200. Сравнение удельных характеристик двигательных установок (ДУ) различных типов:
1 — химические ДУ; *2* — твердофазный ЯРД; *3* — газофазный ЯРД; *4* — ЭТРД с нагревом рабочего тела омическими сопротивлениями; *5* — ЭТРД с дуговым нагревом рабочего тела; *6* — ионный ЭСРД с ионизацией рабочего тела осциллирующими электронами; *7* — ионный ЭСРД с ионизацией рабочего тела электронной бомбардировкой; *8* — ионный ЭСРД с контактной ионизацией рабочего тела

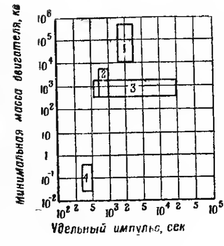


Рис. 201. Сравнение минимальных абсолютных масс двигательных установок (ДУ) различных типов:
1 — газофазный ЯРД; *2* — твердофазный ЯРД; *3* — ядерно-электрический РД; *4* — химические ДУ

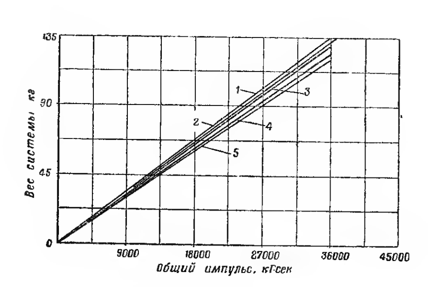


Рис. 202. Весовые характеристики ЖРД с малыми суммарными импульсами:
1 — жидкие кислород и водород ($O_2 \cdot H_2 = 8:1$), *2* — жидкие кислород и водород ($O_2 : H_2 = 3{,}54 : 1$), 90% ($H_2O_2 + N_2H_4$); *3* — $N_2O_4 + N_2H_2$; RFNA + N_2H_4; 96% ($H_2O_2 + N_2H_2$); *4* — $ClF_3 + N_2N_4$; *5* — жидкие фтор и водород ($F_2 + H_2$)

Таблица 63

Области применения двигательных установок

Тип двигателя	Сход с орбиты	Межпланетный перелет	Изменение плоскости орбиты	Ориентация	Коррекция траектории	Сближение	Выход на орбиту
ХРД	+	×	×	+	+	×	+
ЯРД	+	×	×	×	×	×	+
ЭТРД	×	+	+	+	+	+	×
ЭМРД	×	+	+	+	+	+	×
ЭСРД	×	+	+	+	+	+	×
СТРД	×	+	+	+	+	+	×

Примечание. Знак «+» означает, что двигатель применим, знак «×» — пригоден в отдельных случаях.

Таблица 64

Характеристики двигательных установок

Тип двигателя	Типичное топливо (рабочее тело)	Максимальная рабочая температура, C°	Удельный импульс в вакууме, *сек*	Удельный вес двигателя, *кг веса/кг тяги*	Ресурс
ЖРД	Самовоспламеняющееся	2300—3200	200—300	0,02—0,0125	Ограничен стойкостью материала стенок камеры
	H_2/F_2	4210	340—440	0,02—0,0125	
РДТТ	Баллиститное	3100	250	⩾ 0,05	Ограничен запасом топлива в камере
	Смесевое	3500	254	⩾ 0,05	
ЯРД	H_2	1650	400—1100	0,1—10⁵	Ограничен стойкостью стенок реактора и камеры
СТРД	H_2	550—1100	400—700	100—1000	
СП	—	—	—	10000	Практически не ограничен
ЭТРД	H_2	1650—3200	700—1000	20—66	Ограничен стойкостью электродов
ЭСРД	Cs, Rb, Li	400	8500—20000	2000—20000	
ЭМРД	Hg, Li		5000—25000	1000—100000	

Примечания: 1. Для РДТТ под ресурсом понимается время выгорания топлива в камере.

2. Ресурс СП и СТРД определяется временем разрушения конструкции под воздействием метеоритов, испарения и т. д.

3. Тяга ДУ (ориентировочно) $P \approx I_{уд}\dot{G}$, где $I_{уд}$ — удельный импульс; $\dot{G}$ — допустимый секундный расход топлива (рабочего тела).

4. При заданной тяге вес ДУ (ориентировочно) $M = M_{уд}P$, где $M_{уд}$ — удельный вес двигателя; P — тяга.

5. Вес топлива (рабочего тела) $G_т = I_\Sigma / I_{уд}$, где I_Σ — суммарный потребный импульс.

Таблица 65

Характеристики двигательных установок

Тип двигателя	Регулирование тяги по величине	Изменение направления вектора тяги	Питание вспомогательных силовых установок	Возможности по наращиванию мощности	Относительная простота конструкции	Возможность повторения запуска	Компактность конструкции	Надежность (достигнутая в настоящее время)
ЖРД	+	+	×	×	+	+	+	+
РДТТ	—	+	×	×	+	—	+	+
ЯРД	×	—	×	+	—	—	×	—
ЭТРД	×	×	+	+	—	+	×	—
ЭМРД	—	×	+	+	—	+	×	—
ЭСРД	—	×	+	+	—	×	×	—
СТРД	×	×	×	+	×	+	—	×
СП	×	×	—	+	×	+	×	×

Примечание. Знак «+» означает, что двигатель применяется; «×» — имеет ограниченное применение; «—» — применение очень затруднительно или требует больших исследовательских работ.

Таблица 66

Некоторые топливные комбинации и их характеристики

А. Топлива для ЖРД

Компоненты: окислитель	Компоненты: горючее	Соотношение компонентов, О/Г	Теоретическая температура горения, °С	Плотность топлива, *кг/м³*	Удельная тяга, *сек*
HNO_3+22%N_2O_4	Аммиак	2,15	2321	1120	230
ClF_3	Гидразин	2,40	3300	1460	255
99,6% H_2O_2	"	1,70	2579	1240	255
N_2O_4	"	1,20	2750	1200	250
HNO_3+22%N_2O_4	Несимметричный диметилгидразин	2,60	2860	1230	241

Примечание. Удельная тяга рассчитана для давления в камере сгорания 28 *ата* и давления на срезе сопла 1 *ата*. Плотность топлива рассчитана для температуры 26° С.

Б. Топлива для РДТТ

Тип топлива	Горючее—связка	Диапазон рабочих давлений, *ата*	Минимальное давление горения, *ата*	Плотность топлива, *кг/м³*	Удельная тяга, *сек*
Баллиститное	—	70—210	14	1440	200
Смесевое	Полисульфид	7—56	2,1	1120	210
Смесевое металлизированное.	Полиэфир	—	—	до 2000	до 220

Примечание. Удельная тяга рассчитана для давления в камере сгорания 21 *ата* и давления на срезе сопла 1 *ата*.

В. Топлива для КРД

Компоненты: окислитель	Компоненты: горючее	Диапазон рабочих давлений, *ата*	Минимальное давление горения, *ата*	Плотность топлива, *кг/м³*	Удельная тяга, *сек*
Перекись водорода	Полиэтилен	7—26	5,5	—	160[1]
Жидкий кислород	Каучук	7—35	1,05	—	225[1]
ClF_3	$50\%Al+50\%(CH_2)_n$	—	—	1690	260[2]

[1] Удельная тяга рассчитана для давления в камере сгорания 21 *ата* и давления на срезе сопла 1 *ата*.

[2] Удельная тяга рассчитана для давления в камере сгорания 70 *ата* и давления на срезе сопла 1 *ата*.

§ 2. Химические ракетные двигатели

Жидкостные ракетные двигатели КА характеризуются суммарным импульсом

$$I_\Sigma = \int_0^{\tau_п} P\, d\tau,$$

где P — тяга; $\tau_п$ — суммарное время работы ЖРД.

Параметры камеры сгорания ЖРД рассчитываются по следующим формулам (ориентировочно):

— площадь критического сечения сопла $f_{кр} = 0{,}5534\, P/p_к$ ($p_к$ — давление в КС);

— площадь выходного сечения сопла (сопло коническое с полууглом раскрытия $\alpha = 15°$) $f_а = \chi f_{кр}$ (χ — степень уширения сопла);

— длина сопла $l = (\sqrt{f_а/f_{кр}} - 1)\sqrt{f_{кр}}/(\sqrt{\pi}\,\mathrm{tg}\,\alpha)$;

— расход топлива $G_т = P/I_{уд}$;

— расход окислителя $G_{ок} = G_т n/(1+n)$ (n — соотношение компонентов);

— расход горючего $G_г = G_т/(1+n)$.

Камеры сгорания и сопла могут иметь регенеративное, аблятивное и радиационное охлаждение. Регенеративное охлаждение из-за сильного увеличения веса ЖРД применяется лишь для умеренных степеней уширения сопла ($\chi = 25$—30). Материалами для КС и сопел при радиационном охлаждении служат теплостойкие металлы (ниобий, молибден, тантал, вольфрам) с покрытиями для

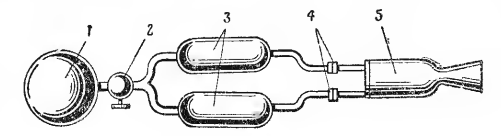


Рис. 203. Схема ЖРД с вытеснительной подачей компонентов топлива:

1 — баллон с газом высокого давления; *2* — редуктор давления; *3* — топливные баки; *4* — мембраны или клапаны; *5* — камера сгорания

защиты металла от окисления и увеличения излучательной способности. При аблятивном охлаждении КС изготовляются из теплостойких пластиков с различными (большей частью силикатными) наполнителями.

Для ЖРД на КА применяется вытеснительная система подачи компонентов топлива (рис. 203) с использованием электрогидроклапанов на входе в КС. Смешение компонентов в КС осуществляется либо за счет соударения струй компонентов, либо за счет смешения конусов распыла. В ЖРД, работающих на унитарных топливах, используются вещества, которые подвергаются химическим и термодинамическим превращениям (обычно с помощью катализаторов). Простота устройства обеспечивает высокую надежность таких ДУ и позволяет легко осуществлять работу в пульсирующем режиме.

Твердотопливный ракетный двигатель состоит из корпуса с соплом, заряда твердого топлива (ТТ) и воспламенителя. ТТ может быть смесевым и двухосновным. В большинстве рецептур смесевого ТТ окислителем является перхлорат аммония NH_4ClO_4. Совместно с современными горючими — связками (полисульфидом, полибутадиеном, акриловой кислотой, полиуретаном) этот окислитель позволяет получать удельный импульс в вакууме

до 220—250 *сек.* Ориентировочный расчет параметров РДТТ:

— суммарный импульс $I_\Sigma = \int\limits_0^{\tau_п} P\, d\tau$

($\tau_п$ — время работы РДТТ);

— вес топлива $G_т = I_\Sigma / I_{уд}$;

— давление в КС (обычно принимается 35—70 *ата*);

— поверхность горения $f_г = P/u_г \rho_г I_{уд}$

(u — линейная скорость горения *ТТ*; $\rho_т$ — плотность ТТ);

— критическое сечение сопла $f_{кр} = f_г/K$;

— толщина горящего свода $e = u\tau_п$.

Комбинированные ракетные двигатели имеют более высокую надежность, чем ЖРД, возможность для регулирования тяги в широких пределах и возможность многократного запуска.

§ 3. Нехимические ракетные двигатели

Ядерные ракетные двигатели могут передавать выделяющееся при ядерной реакции тепло рабочему телу без выброса ядерного горючего, выбрасывать ядерное горючее совместно с рабочим телом, использовать ядерный взрыв. В твердофазных ЯРД используются твердые тепловыделяющие элементы из урана-235 или плутония-239. В жидкофазных ЯРД делящееся вещество используется в жидком состоянии и для удержания его в реакторе применяются специальные способы организации рабочего процесса. В газофазном ЯРД делящееся вещество находится в газообразном состоянии и для удержания его в реакторе используются устройства циклонного типа. В ЯРД с малыми тягами используются замкнутые реакторы, в которых нет непосредственного контакта рабочего тела с делящимся веществом.

Электротермические ракетные двигатели могут быть с дуговым нагревом и с нагревом рабочего тела омическими сопротивлениями. В обоих случаях тяга $P = U\dot{m}$, где $U = \mathrm{const} = \sqrt{\eta (H_к - H_а)}$ — скорость истечения ($H_к$ и $H_а$ — энтальпия рабочего тела в камере и на выходе из

сопла соответственно); $\dot{m}$ — массовый расход топлива (секундный).

Электростатические ракетные двигатели. Различают ЭСРД ионные и коллоидные. В первом случае в электростатическом поле ускоряются ионы, во втором — пакеты молекул, несущие электрический заряд. Скорость истечения $U = \sqrt{2V \frac{\varepsilon}{\mu}}$ (рис. 204), тяга $P = \sqrt{\frac{2N^2\mu}{V\varepsilon}}$, где V —

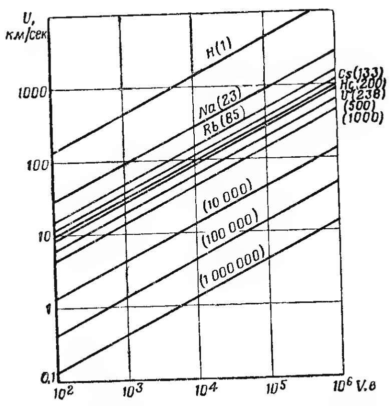


Рис. 204. Изменение скорости истечения U в зависимости от ускоряющего напряжения V удельного заряда ε иона и массы μ частицы (заряд указан в скобках)

разность потенциалов между электродами; μ — масса иона (или заряженного пакета молекул); ε — электрический заряд иона (или пакета молекул); N — электрическая мощность.

В качестве рабочих тел для ионных ЭСРД использу-

ются вещества с низкой энергией ионизации. Ионы получают либо путем контактной ионизации при прохождении пара рабочего тела через пористую стенку эмиттера, либо путем бомбардировки струи пара рабочего тела пучком быстрых электронов, либо в дуоплазматроне.

В электромагнитных ракетных двигателях заряженные частицы ускоряются под действием электрического и магнитного полей. Источником заряженных частиц является плазма, т. е. множество положительно заряженных, отрицательно заряженных и нейтральных частиц, которые образуются в высоконагретом рабочем теле. Необходимым условием работы ЭМРД является достаточно высокая электропроводность плазмы рабочего тела.

Фотонные ракетные двигатели. Возможны три системы фотонных ДУ, в двух из которых используется превращение материи сначала в тепло или электричество, а в третьей — непосредственный переход материи в кинетическую энергию (γ-излучение). Для получения достаточно больших давлений света в тепловых фотонных ДУ требуются температуры 50 000—250 000° К, т. е. излучающее вещество должно находиться в состоянии плазмы.

В солнечном термическом ракетном двигателе лучистая солнечная энергия улавливается коллектором и фокусируется на теплообменнике, в котором нагреваемое рабочее тело (водород) истекает через сопло, создавая тягу.

Солнечный парус. Принцип действия СП основан на использовании давления света (см. гл. 8).

В термических ракетных двигателях с использованием энергии сжатого газа в качестве рабочих тел обычно используются азот или галогенизированные углеводороды. Применение газов с малым молекулярным весом нецелесообразно, поскольку общий вес системы при том же суммарном импульсе получается существенно большим из-за возрастания веса баллона со сжатым газом. Вес газа для получения заданного суммарного импульса

$$G_г = \frac{2k}{k-1} \cdot \frac{RT_к}{M} \left(\frac{p_а}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}},$$

где k — показатель адиабаты; R — универсальная газовая постоянная; M — молекулярный вес газа; $T_к$ — температура газа на входе в сопло; $p_к$ — давление газа на входе в сопло; $p_а$ — давление на выходном срезе сопла.

Термодинамические ракетные двигатели с использованием сублимации твердых веществ представляют собой объем, заполненный твердым веществом с высокой упругостью паров, т. е. с высокой степенью сублимации. В объеме всегда будет поддерживаться давление насыщенного пара при данной температуре. К объему присоединяется клапанная система и тяговые сопла. Отличительными особенностями системы являются малый вес, простота конструкции и надежность.

Глава 13

СИСТЕМА ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

Система терморегулирования (СТР) предназначена для обеспечения требуемого температурного режима КА, находящегося на орбите. Для бортовой аппаратуры оптимальны температуры от 0 до 40° С, для жизнедеятельности экипажа — температуры от 15 до 25° С. Заданный температурный режим обеспечивается СТР регулированием подвода и отвода тепла.

§ 1. Уравнение теплового баланса КА на орбите

В тепловом отношении КА является самостоятельным небесным телом, находящимся в теплообмене с окружающим пространством. Уравнение теплового баланса КА имеет вид:

$$\sum m_i c_i \, dT_i = (Q_{пар} + Q_{вн})\, dt - Q_{изл}\, dt, \qquad (211)$$

где m_i, c_i, T_i — масса, удельная теплоемкость и температура i-го элемента КА; $Q_{пар}$ — тепловой поток, подводимый к поверхности КА извне; $Q_{вн}$ — тепловой поток, обусловленный тепловыделением внутри КА; $Q_{изл}$ — тепловой поток собственного излучения КА в окружающее пространство.

Внешними источниками тепла служат: прямая солнечная радиация $Q_{солн}$; солнечная радиация, отраженная от поверхности планеты, $Q_{отр}$; тепловое излучение плане-

ты $Q_{пл}$; тепловыделение, обусловленное соударением КА с молекулами $Q_{мол}$ и возможной рекомбинацией на поверхности КА атомов газа атмосферы $Q_{рек}$. Таким образом, в общем случае

$$Q_{нар} = A_s (Q_{солн} + Q_{отр}) + \varepsilon_W Q_{пл} + Q_{мол} + Q_{рек}, \quad (212)$$

где A_s, ε_W — коэффициент поглощения солнечной радиации и степень черноты (оптические коэффициенты) наружной поверхности КА (табл. 67).

Таблица 67

Оптические коэффициенты некоторых материалов

Материал или покрытие	Коэффициент поглощения	Степень черноты
Алюминий полированный	0,26	0,04—0,06
Медь полированная	0,26	0,02
Железо полированное	0,45	0,14—0,38
Железо окисленное	0,74	0,80
Железо оцинкованное	0,66	0,23
Алюминиевая краска	0,35—0,40	0,27—0,67
Масляная краска черная	0,97—0,99	0,96—0,98
Масляная краска белая	0,12—0,26	0,92—0,95
Эмаль белая (краситель TiO_2)	0,30	0,81
Карбид титана TiC	0,92—0,83	0,82—0,72
Окись алюминия Al_2O_3	0,38—0,48	0,89—0,95
Двуокись церия CeO_2	0,82	0,91
Стеклоткань	0,40	0,80

Тепловые потоки $Q_{солн}$, $Q_{отр}$, $Q_{пл}$, $Q_{мол}$ и $Q_{рек}$ вычисляются по формуле

$$Q_j = q_j S_{мj}, \quad (213)$$

где q_j — удельный (на единицу площади миделя) тепловой поток; $S_{мj}$ — площадь миделя КА по направлению удельного теплового потока q_j.

Ниже приведены формулы для расчета величин q_j применительно к КА сферической формы.

За пределами атмосферы удельный тепловой поток прямой солнечной радиации

$$q_{солн} = \sigma T_с^4 \left(\frac{R_с}{r^*} \right)^2,$$

где $T_с = 5755°$ К — температура поверхности Солнца; $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8}$ *вт/(м² · град⁴)* — постоянная Стефана — Больцмана; $R_с = 6,96 \cdot 10^8$ *м* — радиус Солнца; r^* — расстояние от Солнца до КА.

Величину $q_{солн}$ на орбите Земли при среднегодовом расстоянии между Землей и Солнцем $1,495 \cdot 10^{11}$ *м* называют *солнечной постоянной* S_0. Значения $q_{солн}$ на орбитах планет солнечной системы приведены в табл. 68.

Таблица 68

Солнечная постоянная и альбедо планет и Луны

Планета	$q_{солн}$, $вт \cdot м^2$	Альбедо	Планета	$q_{солн}$, $вт \cdot м^2$	Альбедо
Меркурий	9230	0,06	Сатурн	15,3	0,63
Венера	2670	0,59	Уран	3,77	0,63
Земля	1400	0,37	Нептун	1,51	0,73
Марс	602	0,15	Плутон	0,894	0,16
Юпитер	51,5	0,56	Луна	—	0,07

Удельный тепловой поток отраженной солнечной радиации:

при диффузном отражении от планеты ($\psi \leqslant 70°$)

$$q_{отр\,1} = \frac{2}{3} a_{пл} q_{солн} \left[b_0 \left(b_0 - \sqrt{1 - b_0^2} \right) + \frac{2}{b_0} \left(1 - \sqrt{1 - b_0^2} \right) \right] \cos \psi;$$

при зеркальном отражении ($\psi > 70°$)

$$q_{отр\,2} = \frac{a_{пл} q_{солн}}{2 \sin \psi} \cdot \frac{b_0^2 \sin 2\beta}{2 \cos (2\beta - \psi) - b_0 \cos \beta},$$

где $a_{пл}$ — альбедо планеты (табл. 68); ψ — зенитное расстояние Солнца относительно КА; β — угол между направлением на Солнце и нормалью к такой элементарной площадке dF на поверхности планеты, от которой солнечный луч зеркально отражается в направлении КА (рис. 205); $b_0 = R/(R+h)$; R — средний радиус планеты; h — высота орбиты спутника.

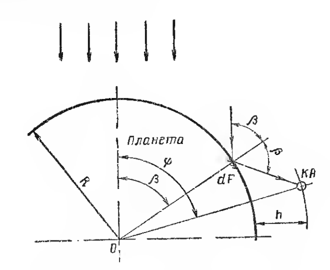


Рис. 205. Зеркальное отражение солнечного луча в направлении КА

Величина β определяется из уравнения

$$\sin\beta = \frac{b_0}{1 - b_0}\sin(\psi - 2\beta).$$

Удельный тепловой поток $q_{отр}$ можно определить также по графикам (рис. 206).

Удельный тепловой поток излучения планеты

$$q_{пл} = \frac{1 - a_{пл}}{2}\left(1 - \sqrt{1 - b_0}\right) q_{солн}.$$

Для КА $q_{пл}$ зависит от высоты орбиты (рис. 207).

Удельный молекулярный поток

$$q_{мол} = 0{,}5\alpha\rho v^2,$$

где α — коэффициент аккомодации ($\alpha = 0{,}9$—$1{,}0$); ρ — плотность атмосферы на высоте h КА; v — скорость движения КА по орбите.

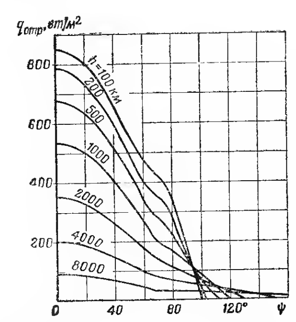


Рис. 206. Изменение удельного теплового потока отраженной солнечной радиации $q_{отр}$ от зенитного расстояния ψ Солнца относительно ИСЗ и высоты h орбиты спутника

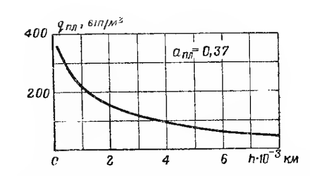


Рис. 207. Изменение удельного теплового потока $q_{пл}$ излучения планеты в зависимости от высоты орбиты спутника Земли ($a_{пл}$ — альбедо)

Для КА — спутников Земли $q_{мол}$ зависит от высоты орбиты (рис. 208).

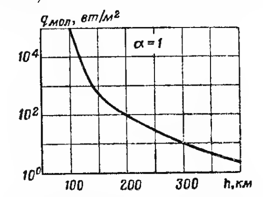


Рис. 208. Изменение удельного молекулярного $q_{мол}$ теплового потока в зависимости от высоты орбиты спутника

Удельный тепловой поток рекомбинации атомов

$$q_{рек} = n\varsigma E_1,$$

где n — число атомов, столкнувшихся с поверхностью за единицу времени; ς — эффективность рекомбинации атомов газа ($\varsigma<1$); E_1 — энергия рекомбинации на 1 атом газа.

Для КА — спутника Земли $q_{рек}$ зависит от высоты орбиты (рис. 209).

Внутренний тепловой поток $Q_{вн}$ зависит от программы работы оборудования и экипажа:

$$Q_{вн} = \eta N_{обор} + Q_{эк},$$

где $N_{обор}$ — мощность электроэнергии, потребляемая оборудованием; η — тепловой к. п. д. аппаратуры ($\eta=0{,}92$—$0{,}96$); $Q_{эк}$ — выделение тепла экипажем (в среднем на одного человека $Q_{эк}=100$—200 *вт*).

Тепловой поток излучения КА согласно закону Стефана — Больцмана

$$Q_{изл} = \sigma \int\limits_S \varepsilon_W T_W^4 dS_W,$$

где T_W и S_W — температура и площадь наружной поверхности КА.

Выбор способа регулирования температуры на искусственных спутниках производят на основе анализа уравнения стационарного теплового баланса $Q_{нар}+Q_{вн}=Q_{изл}$. Равновесная температура оболочки КА

$$\overline{T}_W = \sqrt[4]{\frac{Q_{нар} + Q_{вн}}{\sigma\varepsilon_W S_W}}. \qquad (214)$$

Величину $\overline{T}_W$ оценивают для двух крайних режимов теплообмена: перегрева и переохлаждения (орбита КА перпендикулярна или параллельна тепловому потоку $q_{солн}$).

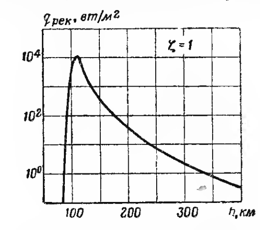


Рис. 209. Изменение теплового потока рекомбинации атомов $q_{рек}$ в зависимости от высоты орбиты спутника (ζ — эффективность рекомбинации атомов газа)

§ 2. Способы регулирования температуры. Принципы компоновки систем терморегулирования

Поддержание определенного теплового режима на КА производится при помощи пассивных и активных способов. К пассивным способам относят: целесообразное расположение приборов в КА; поглощение выделяемого внутри тепла самими приборами, конструктивными элементами КА и специальными теплопоглотителями; отвод тепла от тепловыделяющих приборов за счет теплопроводности и излучения; теплоизоляция приборов и всего КА; выбор

формы и ориентации аппарата в целом; назначение определенных оптических характеристик покрытия наружной поверхности КА.

Сущность активных способов заключается в том, что для устранения перегрева оборудования обеспечивают отвод тепла за пределы КА при помощи газообразных или жидких теплоносителей, а для устранения переохлаждения — подвод тепловой энергии. С этой целью используются терморегуляторы, теплообменники, космические радиаторы и электронагреватели. Обычно применяют системы терморегулирования (СТР), основанные на комбинации пассивных и активных способов отвода тепла.

СТР по назначению делятся на общие и локальные; по способу передачи тепла от внутреннего объема КА в окружающее пространство — на радиационные и испарительные. В испарительных СТР тепло отводится в процессе испарения жидкого охладителя, пары которого выбрасываются за борт КА, в радиационных — за счет излучения с внешней поверхности космического радиатора. Радиационные СТР могут быть изолированными и неизолированными. В неизолированных СТР радиатором служит внешняя поверхность герметичной оболочки КА. Передача тепла от внутренних элементов к радиатору осуществляется газом отсека, приводимым в движение вентилятором. При использовании изолированных СТР внешнюю поверхность КА закрывают экранно-вакуумной изоляцией. Радиатор размещается вне герметичных отсеков. Теплообмен между отсеками аппарата и радиатором осуществляется с помощью промежуточных жидких теплоносителей, циркулирующих в специальных гидравлических системах. Для организации обмена тепловой энергии между газом отсека и промежуточным теплоносителем используют теплообменники.

Компоновка СТР может быть блочной и контейнерной. При контейнерной компоновке оборудование КА размещается в нескольких герметичных отсеках, в которых могут поддерживаться различные температуры. Это позволяет без уменьшения надежности снизить расход электроэнергии на терморегулирование КА. При блочной компоновке приборы КА или его отсеков делят на тепловыделяющие и нетепловыделяющие блоки. Для съема тепла с тепловыделяющих блоков применяют принудительную циркуляцию газа в отсеке.

Различают циркуляционный и прямоточный обдув оборудования. При прямоточном обдуве из тепловыделяющих блоков с помощью газоводов организуют противоточные теплообменники с параллельно-последовательным потоком. При циркуляционном обдуве, когда выравнивается лишь температура газа в отсеке, возможен местный перегрев (переохлаждение) оборудования, поэтому необходимы локальные средства терморегулирования. Локальное регулирование температуры применяют в блоках и узлах, размещаемых вне герметичных отсеков, для охлаждения приборов при весьма большой рассеиваемой мощности, а также для обеспечения работы приборов с узким интервалом рабочих температур. Для локального терморегулирования используются местный теплопоглотитель (прибор монтируется на массивной металлической плате, наружная поверхность которой излучает тепло в пространство); обдув локальным вентилятором; местные электроподогреватели; отвод тепла от прибора посредством циркуляции теплоносителя через каналы в плате, выполненной из материала с хорошей теплопроводностью.

Обязательными элементами любой СТР являются датчики и автоматические регуляторы температуры.

Рассмотрим в качестве примера принципиальную схему устройства системы терморегулирования КА «Джемини» (рис. 210). Для КА «Джемини» разработана изолированная СТР радиационного типа с промежуточным теплоносителем. Теплоноситель охлаждается за счет излучения тепла в космос с поверхности радиатора площадью $S_р = 17{,}6$ *м*^{2}, занимающего всю боковую поверхность переходного отсека. Дополнительно теплоноситель охлаждается жидкими O_2 и H_2, предназначенными для дыхания и топливных элементов, а также в водяном испарителе. Компоновка СТР контейнерная (кабина экипажа и переходный отсек). Практически все оборудование, размещенное в переходном отсеке, охлаждается за счет протока теплоносителя в каналах монтажных плат приборов (локальное охлаждение). При этом нетепловыделяющие приборы подсоединены к гидросистеме параллельно, тепловыделяющие — последовательно в порядке возрастающей мощности тепловыделения. В кабине экипажа организовано как локальное, так и общее регулирование температуры.

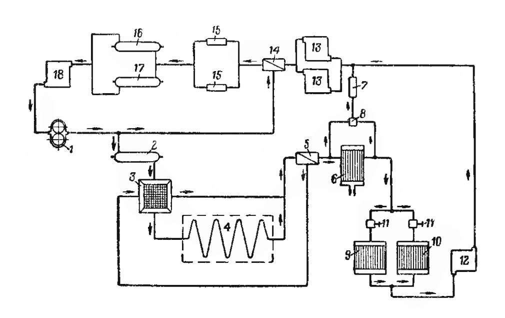


Рис. 210. Принципиальная схема системы терморегулирования на КА «Джемини»:
1 — насосы (2 шт.); *2* — испаритель кислорода, предназначенного для дыхания; *3* — регенеративный теплообменник; *4* — космический радиатор; *5* — терморегулятор; *6* — водяной испаритель; *7* — клапан перепуска; *8* — соленоидный кран; *9* — теплообменник скафандра; *10* — теплообменник кабины; *11* — ручной дроссельный кран; *12* — пластины охлаждения оборудования кабины; *13* — пластины охлаждения оборудования переходного отсека; *14* — терморегулятор; *15* — топливные элементы; *16* — испаритель водорода; *17* — испаритель кислорода; *18* — пластина охлаждения преобразователя тока мотора насосов

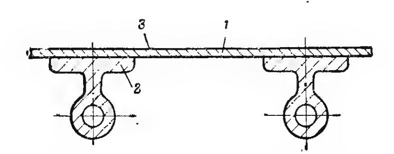


Рис. 211. Схема подвода тепла от жидкости к космическому радиатору:
1 — обшивка переходного отсека; *2* — стрингер с трубкой; *3* — излучающая поверхность

В период предстартовых проверок тепло из КА отводится через наземный теплообменник. В период запуска и на начальном участке полета (~30 *мин*), когда радиатор сильно нагрет и служит источником подвода тепла в КА, теплоноситель охлаждается в основном за счет протока через змеевик водяного испарителя.

Теплоносителем служит силиконовый эфир MCS-198, имеющий $T_{зам} = -112°$ C. Наружное покрытие радиатора состоит из окиси цинка, связанной силикатом кальция, и имеет оптические характеристики $A_{sp} = 0{,}187$; $\varepsilon_{Wp} = 0{,}90$. Минимальная температура радиатора $T_{и\,min} = -73°$ C. Радиатор изготовлен из магниевого сплава толщиной 0,8 *мм*. Схема подвода тепла от жидкости к радиатору показана на рис. 211. Такая конструкция обеспечивает двойную защиту гидросистемы от микрометеоритных пробоев, а также предохраняет жидкость от закипания во время вывода КА на орбиту.

§ 3. Выбор параметров космического радиатора

Основными параметрами радиатора служат его размеры, форма, оптические характеристики наружного покрытия A_{sp} и ε_{Wp}, температура $T_и$ излучающей поверхности и материал радиатора. Для изготовления радиатора используют теплопроводящие материалы, имеющие большую величину отношения теплопроводности λ к плотности ρ. Алюминий и магний предпочтительнее меди (алюминий — $\lambda/\rho = 0{,}0852$; магний — $\lambda/\rho = 0{,}0842$; медь — $\lambda/\rho = 0{,}0410$ $вт^{0,5} м^2/(кг \cdot град)$.

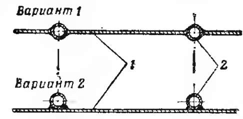


Рис. 212. Радиатор с промежуточным теплоносителем:
1 — излучающая поверхность теплоносителя; *2* — труба

Рассмотрим радиатор для СТР с промежуточным теплоносителем (рис. 212). В радиаторе тепло от жидкости, протекающей по трубкам, конвекцией передается стенкам трубок и затем теплопроводностью через материал радиатора — к его излучающей поверхности. Поэтому температура $T_и$ излучающей поверхности не совпадает с температурой $T_ж$ теплоносителя и

распределена по поверхности радиатора неравномерно (рис. 213). Тепловой поток излучения для такого радиатора:

$$Q_{\text{изл. р}} = \varepsilon_{W\text{р}} \sigma T_{\text{ж}} S_{\text{р}} \eta_{\text{р}}, \qquad (215)$$

где $\varepsilon_{W\text{р}}$ — степень черноты наружного покрытия радиатора; $T_{\text{ж}}$ — температура теплоносителя на входе в радиатор (обычно $T_{\text{ж}}=5-15^\circ$ С); $S_{\text{р}}$ — площадь поверхности радиатора; $\eta_{\text{р}}$ — к. п. д. радиатора, характеризующий степень

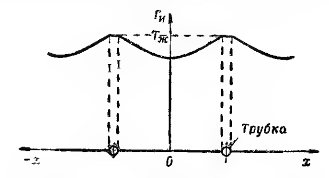


Рис. 213. Распределение температуры $T_{\text{и}}$ по поверхности радиатора ($T_{\text{ж}}$ — температура теплоносителя)

неравномерности температурного поля излучающей поверхности; зависит от материала и толщины радиатора, шага между трубками и температуры теплоносителя; величину $\eta_{\text{р}}$ определяют численными расчетами.

Для СТР на КА в качестве теплоносителей перспективны жидкости с низкой температурой замерзаиия (спирты, кремнийорганические соединения).

Для межпланетного КА форму радиатора и оптические коэффициенты выбирают такими, чтобы обеспечивалось соблюдение неравенства

$$T_{\text{зам}} < T_{\text{и min}} = \sqrt[4]{\left(\frac{A_{s\text{р}}}{\varepsilon_{W\text{р}}}\right)_{\min} \left(\frac{S_{\text{м. р. с}}}{S_{\text{р}}}\right)_{\min} \frac{q_{\text{солн min}}}{\sigma}}, \qquad (216)$$

где $T_{\text{и min}}$ — минимальная по орбите температура радиатора (соответствует случаю, когда внешний теплоподвод к КА минимален и $Q_{\text{вн}}=0$); $q_{\text{солн min}}$ — минимальное по орбите значение удельного теплового потока прямой солнечной радиации; $(S_{\text{м.р.с}}/S_{\text{р}})_{\min}$ — минимальное значение относительного миделя радиатора в направлении солнечных лучей при различной возможной ориентации КА; $(A_{s\text{р}}/\varepsilon_{W\text{р}})_{\min}$ — минимально допустимое отношение оптических коэффициентов.

По выбранной форме и известным значениям оптических коэффициентов определяют удельный тепловой поток, отводимый с единицы поверхности радиатора:

$$q_{\text{отв}} = \varepsilon_{W\text{р}} \sigma T_{\text{ж}}^4 \eta_{\text{р}} - A_{s\text{р}} q_{\text{солн max}} (S_{\text{м. р. с}}/S_{\text{р}})_{\max},$$

где $q_{\text{солн max}}$ — максимальное по орбите значение удельного теплового потока прямой солнечной радиации; $(S_{\text{м.р.с}}/S_{\text{р}})_{\max}$ — максимальное значение относительного солнечного миделя радиатора при различной возможной ориентации КА.

Радиатор рассчитывают на отвод из КА теплового потока:

$$Q_{\text{отв}} = Q_{\text{вн max}} + Q_{\text{прит max}},$$

где $Q_{\text{вн max}}$ — максимальное внутреннее тепловыделение; $Q_{\text{прит max}}$ — максимальный внешний теплоподвод через оболочку КА (соответствует случаю, когда на КА воздействуют максимальные на орбите внешние тепловые потоки $Q_{\text{нар max}}$ при допустимой минимальной температуре $T_{\min}$ внутренних элементов). Величина $Q_{\text{прит max}}$ определяется из совместного решения уравнений:

$$\left.\begin{aligned} Q_{\text{прит max}} &= Q_{\text{нар}} - \bar{\varepsilon}_W \sigma \bar{T}_W^4 S_W; \\ Q_{\text{прит max}} &= \frac{1}{\bar{R}} S_W \left(\bar{T}_W - T_{\min}\right), \end{aligned}\right\}$$

где S_W — площадь наружной оболочки КА без площади радиатора; $\bar{T}_W$, $\bar{\varepsilon}_W$, $\bar{R}$ — осредненные значения температуры, степени черноты поверхности КА и термического сопротивления оболочки соответственно.

Определив величины $q_{\text{отв}}$ и $Q_{\text{отв}}$, находят необходимую площадь радиатора:

$$S_{\text{р}} = Q_{\text{отв}}/q_{\text{отв}}. \qquad (217)$$

Следовательно, для уменьшения величины $S_р$ радиатор должен иметь минимальный мидель по направлению прямой солнечной радиации, а покрытие на его поверхности — максимальное значение $\varepsilon_{W р}$ при условии $A_{sр}/\varepsilon_{W р} > (A_{sр}/\varepsilon_{W р})_{\min}$.

Выбор параметров радиатора для КА — спутника производят на основе анализа уравнения (217), в котором

$$q_{отв} = \varepsilon_{W р}\sigma T_{ж}^4 \eta_р - [A_{sр}q_{солн}(S_{м. р. с}/S_р)_{\max} + A_{sр}q_{отр}(S_{м. р. о}/S_р) + \varepsilon_{W р}q_{пл}(S_{м. р. п}/S_р) + (q_{мол} + q_{рек})\cdot(S_{м. р. м}/S_р)],$$

где $(S_{м. р. j}/S_р)$ — относительный мидель радиатора в направлении удельного теплового потока q_j.

При заходе КА в тень планеты температура радиатора

$$T_{и\min} = \sqrt[4]{\frac{1}{\sigma}\cdot q_{пл}(S_{м. р. п}/S_р)_{\min}}.$$

Если оказывается, что для теплоносителя $T_{зам} \geqslant T_{и\min}$, то прибегают к использованию экранов, жалюзи или предусматривают подогрев теплоносителя в периоды минимального тепловыделения внутри КА.

Отметим, что радиаторы могут быть использованы также и для подвода тепловой энергии Солнца к внутренним элементам КА.

Помимо радиаторов, в состав СТР на КА входят теплообменники, насосы и вентиляторы. Они не рассматриваются, так как выбор их параметров производят при помощи тех же зависимостей, что и параметров для аналогичных наземных объектов.

Глава 14

СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

§ 1. Требования к системе электроснабжения космического аппарата. Классификация

Электроснабжение должно обладать целым рядом специфичных качеств, главными из которых являются: автономность, высокая надежность при отсутствии дублирова-

ния, длительный срок непрерывной работы, способность работать при переменной нагрузке, безопасность для экипажа и отсутствие вредного воздействия на оборудование КА, малый удельный вес (вес на единицу мощности); малый удельный объем и занимаемая площадь (на единицу мощности). Степень их значения зависит от типа и целевого назначения КА.

При классификации систем электроснабжения КА берут следующие основные признаки:

вид исходного источника электроэнергии: химические, солнечные, ядерные; вид первичной энергии, преобразуемой в электрическую: тепло, световой поток (фотоны), энергия движущихся газов;

методы преобразования первичной энергии в электрическую; механический, прямой (полупроводниковый эффект, термоэлектрический эффект, термоэмиссия), магнитогидродинамический;

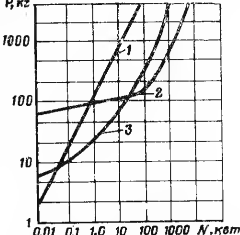


Рис. 214. Изменение веса P системы электроснабжения в зависимости от мощности N:

1 — солнечная батарея; *2* — ядерные системы с замкнутым циклом; *3* — солнечные системы с замкнутым циклом

основной признак преобразователя: статические, динамические;

назначение: для автоматических орбитальных КА и межпланетных КА, для обитаемых орбитальных КА, для обитаемых межпланетных КА;

важность использования на КА: основные вспомогательные, резервные;

мощность: маломощные — до 1 *квт*, средней мощности — от 1 до 60 *квт*, большой мощности — более 60 *квт*;

время работы на борту КА: кратковременного действия (до нескольких часов), непродолжительного действия (до 10 суток), продолжительного срока действия (до 1 года), длительного срока действия (более 1 года).

Если необходимо иметь большие мощности (более 5 *квт*) при кратковременном действии источника электропитания, по весовым характеристикам выгодно применять

химические источники (рис. 214 и 215). При большом сроке действия целесообразно использовать системы электроснабжения с ядерным реактором и солнечную систему.

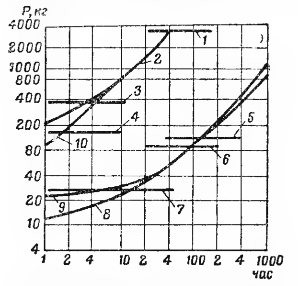


Рис. 215. Изменение веса P источников электропитания КА в зависимости от заданного времени функционирования КА:
1 — солнечная батарея (100 *квт*), *2* — химическая система с замкнутым циклом (100 *квт*); *3* — солнечная система с замкнутым циклом (100 *квт*); *4* — ядерная система с замкнутым циклом (100 *квт*); *5* — солнечная батарея (1 *квт*); *6* — ядерная система (1 *квт*); *7* — солнечная система с замкнутым циклом (1 *квт*); *8* — химическая система с открытым циклом (1 *квт*); *9* — химическая система с замкнутым циклом (1 *квт*); *10* — химическая система с открытым циклом (100 *квт*)

§ 2. Магнитогидродинамические генераторы

Особенностью магнитогидродинамических генераторов (МГДГ) является то, что в них в качестве рабочего тела используется плазма. Плазма в генераторе является проводником, в котором ЭДС индуктируется под действием магнитного поля. Такой генератор называют также магнитоплазменным.

Таблица 69

Основные характеристики МГДГ

Газ	Расход топлива, г/сек	Расход кислорода, г/сек	Полная температура, °К	Давление, *атм*	Скорость, *м/сек*	Длительность эксперимента, *мин*	Размер	Электрод	Магнитная проницаемость, *гс*	Напряжение холостого хода, *в*	Ток короткого замыкания, *а*	Плотность энергии, *вт/см³*	Мощность, *квт*
Воздух—углерод	—	—	5500	5,5	1350	0,15	0,5×50,8×50,8	Графит	8600	31	150	63	—
Дизельное топливо	118	125	2995	1,018	865	10	47×124×84	"	14000	100	273	1,6	7,92
Керосин	26	78	3400	3,0	1000	30	12,5×51×41	Вольфрам	20000	95	—	4,0	1,03

Выходная мощность генератора определяется: электропроводностью газа, индукцией магнитного поля, скоростью движения газа и нагрузочным параметром, который для генератора больше единицы (табл. 69).

МГДГ могут быть постоянного и переменного тока. В генераторах тока магнитная индукция пульсирующая. Сверхпроводящая обмотка электромагнитов позволяет увеличить индукцию, уменьшить вес, длину генератора и потери на возбуждение. Все МГДГ могут применяться как в замкнутом, так и разомкнутом циклах преобразования энергии. В разомкнутом цикле рабочий газ после использования выбрасывается наружу.

§ 3. Термоэлектрические генераторы

Термоэлектрический генератор — источник электроэнергии, в котором осуществляется прямое преобразование тепловой энергии в электрическую с помощью термопар. Термопара состоит из двух разнородных металлов или полупроводников проводимостью типа *p* и *n*. В настоящее время применяют полупроводниковые термопары, обладающие меньшей теплопроводностью. Это обеспечивает большую разность температур нагретых и холодных концов термопары, чем у металлических. Для изготовления полупроводниковых термопар используются кремний, германий, селен, а также сплавы и соединения — теллурид свинца, арсенид галлия.

Для получения необходимой мощности генераторы соединяются в группы. Термоэлектродвижущая сила зависит от температуры нагрева термопары и определяется суммарной ЭДС.

Экспериментальные работы по созданию эффективных термоэлектрических генераторов ведутся как в Советском Союзе, так и за рубежом. В таких генераторах в качестве источника тепла используется радиоактивный изотоп или ядерный реактор. Примером термоэлектрического генератора является генератор СНАП-III. В генераторе использован изотоп — полоний. Горячие спаи термопар расположены вокруг источника тепла. Термопары изготовлены из теллуристого свинца. Основные характеристики генератора: число термопар — 27; входная мощность — 50,2 *вт*; температура горячего спая — 510° С; температура холодного спая — 106° С; выходная мощность — 2,9 *вт*; к. п. д.— 5,8%; ЭДС — 5,9 *в*; диаметр — 120 *мм*; высота — 139 *мм*; вес — 1,71 *кг*.

§ 4. Термоэлектронные генераторы

Термоэлектронные (эмиссионные) генераторы представляют собой устройства, в которых для получения электрической энергии используется эмиссия электронов при нагреве катода. Конструктивно он выполняется из двух электродов — катода и анода, помещенных в вакуум. Катод и анод генератора изготавливаются из химически устойчивых и механически прочных при температурах до 2000° С материалов. Катоды изготавливаются из вольфрама, тантала, молибдена и карбида урана. Наиболее перспективен сплав UC — ZrC, который может служить также ядерным топливом для реакторов. Материалом анодов могут быть медь, никель, молибден, цирконий, а также соединения FeNi, AgO — Cs, Wo — Cs.

Для изоляции анода и катода применяются керамические материалы, стойкие к температурам до 1500° С и к парам цезия (алунд, ThO_2, CaO и др.).

Термоэлектронные генераторы обладают более высоким к. п. д., чем термоэлектрические. По мере их совершенствования возможно будет получить к. п. д. до 40%. За последние годы уделяется большое внимание исследованиям такого типа генераторов, которые могут широко использоваться на борту КА. К таким генераторам можно отнести генераторы с солнечной установкой и генераторы с использованием ядерной энергии.

Экспериментальные данные генератора с солнечной установкой: мощность поглощения Солнца — 1080 *вт*; выходная мощность — 52,65 *вт*; выходное напряжение — 2,8 *в*; к. п. д. — 5,85%; удельный вес установки — 300 *кг/квт*; время работы — 3000 *час*.

Примером электронного генератора с радиоактивным изотопом является СНАП-IIIC (США). Он представляет собой контейнер, внутри которого размещен катод, нагреваемый радиоактивным изотопом цезий-144. Анод и цезий в состоянии плазмы. Основные данные генератора: вход-

ная тепловая мощность от изотопа — 60 *вт*; выходная мощность — 3,54 *вт*; температура катода — 1400° K; температура анода — 800° K; к. п. д.— 5,8%; выходное напряжение — 0,655 *в*.

§ 5. Солнечные батареи

Солнечные батареи в настоящее время являются наиболее распространенными источниками электроэнергии на космическом аппарате. Они представляют собой устройства, в которых происходит преобразование солнечной энергии в электрическую путем фотоэлектрического эффекта.

Солнечные батареи собираются из фотоэлементов, соединенных между собой в последовательно-параллельные группы. В современных солнечных батареях применяются кремниевые фотоэлементы (см. гл. 3, § 5).

Габариты и геометрическая форма батареи зависят от мощности потребителя, назначения КА и его конфигурации. Для повышенных мощностей (от 100—200 *вт* и выше) применяют ориентированные батареи, которые изготавливаются в виде плоских панелей. Панели батарей, обеспечивающие мощность менее 100—200 *вт*, обычно размещаются на корпусе КА. Для увеличения выходной мощности батарей могут применяться специальные плоскости, концентраторы солнечной энергии и плоские рефлекторы.

Солнечные батареи на КА США имеют такие данные: мощность — 1000 *вт*; площадь батареи — 14 $м^2$; вес 1 $м^2$ без несущей конструкции — 2,5 *кг*; вес 1 $м^2$ с несущей конструкцией — 4 *кг*; защита от радиации — лак, стекло.

§ 6. Химические батареи

Серебряно-цинковые аккумуляторы. В настоящее время серебряноцинковые (СЦ) аккумуляторы широко применяются на КА и работают как в разрядном, так и в буферном режимах. Существуют следующие типы аккумуляторов: СЦК — короткорежимный аккумулятор; СЦС — для средних разрядных токов (1—5 *час*); СЦД — для малых

разрядных токов (10—20 *час*); СЦМ — для многократных циклов при средних и длительных режимах разряда; СЦБ — для работы в буферном режиме с малым перепадом напряжения.

Конструктивно СЦ аккумуляторы представляют собой пластмассовый бачок с электродами в виде тонких пластин: положительным из серебра, отрицательным из окиси цинка. Электролитом служит 40% раствор едкого калия. Получили распространение также сухозаряженные аккумуляторы с электродами из окиси серебра и металлического цинка. Такие аккумуляторы работоспособны после заливки электролита и не требуют дополнительной формировки. Основным недостатком СЦ аккумуляторов (табл. 70) является малый срок действия (6—12 месяцев).

Серебряно-кадмиевые аккумуляторы. Устройство таких аккумуляторов такое же, как и у СЦ аккумуляторов. В качестве отрицательного электрода в них вместо цинка используется кадмий. В процессе работы кадмиевый электрод не растворяется. Это предотвращает газовыделение и дендритообразование. Поэтому эти аккумуляторы могут быть герметизированы, что увеличивает срок их службы (табл. 70). Они применяются там, где решающее значение имеет срок службы, число зарядно-разрядных циклов и сохранность источника тока.

Герметичные кадмий-никелевые аккумуляторы применяются для электропитания космических аппаратов, рассчитанных на длительный срок полета. С этой целью аккумуляторы работают в буферном режиме совместно с солнечной батареей. Выделяющиеся газы поглощаются активными веществами.

Особенностью герметичных кадмий-никелевых аккумуляторов является сильное разогревание в конце заряда. Разница температур внутри аккумулятора между началом и концом заряда при 5-часовом режиме достигает 10—15° С. Это дает возможность в аккумуляторной батарее использовать термостатическое реле, обеспечивающее выключение зарядного тока при достижении аккумуляторами определенной температуры.

Конструктивно аккумуляторы выполняются в трех формах: дисковые, цилиндрические и четырехугольные. Примером малогабаритных аккумуляторов служит дисковый типа ДОО6 и цилиндрический типа ЦНК.

Таблица 70

Характеристики аккумуляторов

Тип аккумулятора	ЭДС, *в*	Среднее напряжение, *в*	Разрядная плотность тока: *ма/см²* электрода	Разрядная плотность тока: *ма/см³* объема	Минимальная температура, °С	Саморазряд при комнатной температуре, %/*мес*	Срок службы: число циклов	Срок службы: месяцев	Удельная емкость: *вт-час/кг*	Удельная емкость: *вт-час/л*
Серебряно-цинковый	1,84 1,6 (при неполном зaряде)	1,5—1,4	10—30 Допустимо 200—400	0,02—0,1 Допустимо 0,5—0,7	−40	5—15	10—100	6—12	120—130	До 220
Серебряно-кадмиевый	1,5	1,15—1,05	15—20	—	−30	—	200—300	8—12	70	130
Кадмий-никелевый	—	—	300	—	−54	—	700—1000	—	27	85

§ 7. Топливные элементы

Топливным элементом называется такой гальванический элемент, в котором активным материалом отрицательного электрода служит природное топливо или вещество, полученное из него, а активным материалом положительного электрода служит кислород. В качестве топлива могут использоваться: природный газ, водород, окись углерода, генераторный газ, водяной газ и др. По рабочему давлению газа топливные элементы различают низкого (до 5 *атм*) и высокого давления (от 5 до 60 *атм*).

Топливные элементы изготавливаются в двух видах: с твердым электролитом (диафрагмой) и с жидким электролитом. Технические характеристики топливных элементов с твердым электролитом: мощность — 200 (350) *вт*; плотность тока — 30 (50—80) *ма/см²*; ЭДС — 1,1 *в*; срок службы — 2000 *час*; вес — 27 *кг*.

Для увеличения плотности тока в элементах с жидким электролитом применяется давление газа 30—70 *атм* при температуре 200—240° С. В низкотемпературных (100° С) топливных элементах применяется атмосферное давление и используются катализаторы: для водорода — микропористый никель, а для кислорода — серебро.

Основные характеристики топливного элемента с жидким электролитом: удельная мощность 10—12 *вт/кг*; плотность тока при температуре 100° С — 100 *ма/см²*, при температуре 200° С—250—500 *ма/см²*; к. п. д.—50—60%; ЭДС—1,1 *в*; расход топлива: водорода — 0,5 *м³/квт-час*, кислорода — 0,25 *м³/квт-час*; давление топлива 5 *атм*; вес 7.5 *кг*; размеры: высота 190 *мм*, площадь 165×140 *мм²*.

Максимальные удельные характеристики топливных элементов ниже, чем у аккумуляторов. Это объясняется тем, что значительную долю в весе занимают стальные баллоны для водорода и кислорода. Облегчение баллонов в три раза привело бы к росту удельной энергии до 120—150 *вт-час/кг*.

§ 8. Биохимические источники электроэнергии

Биохимический элемент представляет собой сосуд, в котором два отсека разделены пористой перегородкой. В каждом отсеке помещены инертные электроды. Топли-

вом в элементах могут быть углеводороды, жирные кислоты, спирты, углеводы и мочевина. Окислителем служат нитраты, сульфаты и корбонаты. Необходимыми биологическими агентами являются бактерии или ферменты. Элементы могут работать на морской воде и на различных отбросах органического и неорганического происхождения. Электрическая энергия в элементе получается при непосредственном или косвенном участии бактерий. В первом случае топливо и бактерии помещаются в одну из секций, и при наличии электролита происходит биохимическая и электрохимическая реакция. При косвенном участии бактерий вырабатывается промежуточный электроактивный материал (например, кислород или водород), который вступает в электрохимическую реакцию с электролитом.

Биохимические элементы при работе не выделяют тепло, электроды не подвергаются разрушению и коррозии. Срок службы во много раз больше, чем электрохимических элементов. Такое свойство биоэлементов особенно важно для источников электропитания при использовании на КА. В настоящее время опытные образцы биоэлементов имеют малую удельную мощность.

Глава 15

СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ

§ 1. Краткие сведения по физиологии человека

Жизнедеятельность человеческого организма поддерживается непрерывно текущими обменными процессами. Для поддержания этих процессов человеку необходим кислород, вода и пища. В результате жизнедеятельности человека выделяются в основном углекислота, вода и фекальные массы. Кроме того, тело человека отдает внешней среде тепловую энергию. Количество отдаваемого тепла определяется физической нагрузкой. Так, например, во время сна выделяется около 65 *ккал/час*; при отдыхе лежа — 80 *ккал/час*; при отдыхе сидя — 100 *ккал/час*; легкой работе — 150 *ккал/час* и при тяжелой работе — до 500 *ккал/час*.

Для поддержания жизнедеятельности организма необходим прежде всего кислород. Потребление кислорода

определяется физической нагрузкой. На каждые 4,77 *ккал* энергии, расходуемой человеком, при смешанном питании необходим 1 *л* кислорода (1,43 *г*).

Продуктом окислительных реакций, происходящих в организме, является углекислота (CO_2). Количество выделяемой углекислоты зависит от потребления кислорода, рациона питания (соотношения между углеводами и жирами) и индивидуальных особенностей организма (пола, возраста, массы тела и т. п.). Отношение объемов выделенной углекислоты и потребленного кислорода называется **дыхательным коэффициентом**. При чисто жировой диете дыхательный коэффициент имеет наименьшее значение (~0,70), а при углеводной диете возрастает до 1,00. При расчетах можно принимать величину дыхательного коэффициента равной 0,82 (отношение веса углекислоты и кислорода при этом значении коэффициента равно 1,13).

Организм человека выделяет через легкие и кожу воду, количество которой зависит от физической нагрузки, температуры окружающей среды и индивидуальных особенностей человека. В расчетах можно принимать, что человек выделяет в атмосферу 1 *кг* воды в сутки.

Важным условием для дыхания человека является достаточно высокая концентрация кислорода в воздухе. При недостатке кислорода в атмосфере кабины или скафандра возникает **кислородное голодание (гипоксия)**. Гипоксия проявляется различным образом: головными болями, сонливостью, угнетенным настроением, а иногда, наоборот, беспричинной веселостью. Длительное кислородное голодание приводит к обмороку и в конечном счете к смерти человека.

При быстром уменьшении давления атмосферы могут возникать **декомпрессионные расстройства**, проявляющиеся в виде болей в суставах и окружающих их тканях и кожного зуда. При тяжелых формах наблюдается головокружение, потливость, тошнота, а иногда параличи и серьезные психические расстройства. Причиной декомпрессионных расстройств является переход азота, растворенного в тканях человека, в газообразное состояние вследствие уменьшения внешнего давления. Пузырьки газообразного азота оказывают механическое давление на нервные окончания или вызывают закупорку мелких кровеносных сосудов Внезапная разгерметизация кабины

или скафандра (взрывная декомпрессия) может привести к наиболее тяжелым формам декомпрессионных расстройств.

§ 2. Искусственная атмосфера кабины и скафандра

Состав сухого воздуха на поверхности Земли при нормальном барометрическом давлении 760 *мм рт. ст.* характеризуется парциальными давлениями входящих в него газов: азота — 593 *мм рт. ст.*; кислорода — 159 *мм рт. ст.*; аргона — 7 *мм рт. ст.*; углекислого газа — 0,23 *мм рт. ст.* Содержание остальных газов менее 0,02%.

На основании лабораторных исследований были сформулированы следующие физиологогигиенические требования к микроклимату герметических кабин регенерационного типа для длительного пребывания в них человека в скафандре: парциальное давление кислорода — 160—350 *мм рт. ст.*; общее давление воздуха — 760±50 *мм рт. ст.*; парциальное давление углекислого газа — 8 *мм рт. ст.*; относительная влажность воздуха — 30—70%; температура воздуха — 20±10° С; содержание продуктов жизнедеятельности человека и других вредных газообразных примесей не должно превышать предельно допустимых норм. Как видно, за нижнюю границу парциального давления кислорода принято 160 *мм рт. ст.*, что соответствует содержанию кислорода в воздухе у поверхности Земли при нормальном барометрическом давлении. Верхняя граница парциального давления кислорода — 350 *мм рт. ст.*, так как при более высокой концентрации кислорода возможно кислородное отравление и возрастает пожароопасность атмосферы. Парциальное давление углекислого газа в земной атмосфере не превышает 0,23 *мм рт. ст.* Однако, как было установлено при лабораторных исследованиях, вполне допустимо повышение парциального давления CO_2 до 8 *мм рт. ст.*

Влажность воздуха оказывает определенное физиологическое воздействие на организм человека. При относительной влажности менее 30% возможны раздражения слизистых оболочек глаз, носоглотки и верхних дыхательных путей. Увеличение относительной влажности сверх

70% затрудняет терморегулирование организма при отклонении температуры воздуха от комфортных значений.

В обычных условиях наиболее благоприятной для человека является температура воздуха в пределах 18±5° С.

Требования к микроатмосфере космического скафандра должны быть иными. Для обеспечения свободы движений космонавта, одетого в скафандр, необходимо, чтобы перепад между давлением внутри скафандра и давлением внешней среды был минимальным. При нахождении в открытом космосе (внешнее давление равно нулю) перепад давлений будет равен общему давлению микроатмосферы скафандра. Снижение давления в скафандрах достигается использованием чисто кислородной атмосферы. Давление кислородной атмосферы должно быть выше, чем парциальное давление кислорода в атмосфере Земли, так как при низких давлениях уменьшается активность кислорода в легких человека. По американским данным, давление кислородной атмосферы должно быть не ниже 190 *мм рт. ст.* (в крайнем случае 180 *мм рт. ст.*). По мнению наших ученых, давление чистого кислорода в скафандре должно быть 260 — 295 *мм рт. ст.*, так как при давлениях, меньших 200 *мм рт. ст.*, неизбежно кислородное голодание.

Снижение общего давления атмосферы кабины при использовании чистого кислорода позволяет несколько уменьшить массу КК, энергетические затраты на вентиляцию атмосферы и утечки газа вследствие негерметичности кабины.

Кислородная атмосфера использовалась на американских КК «Меркурий» и «Джемини». Предусматривается использование кислородной атмосферы и по проекту «Аполлон». Медико-биологические исследования показывают, что при длительном пребывании в атмосфере чистого кислорода возможны физиологические расстройства организма, поэтому ведутся лабораторные испытания азотокислородных смесей с пониженным барометрическим давлением и гелиокислородной атмосферы. Считается, что в атмосфере с равными парциальными давлениями азота и кислорода по 184 *мм рт. ст.* нет опасности возникновения декомпрессионных расстройств при быстром перепаде давлений. Гелиокислородные смеси благодаря малой растворимости гелия в тканях человека уменьшают опасность возникновения декомпрессионных расстройств. Кроме того,

они позволяют уменьшить массу корабля и затраты энергии на вентиляцию атмосферы. Возможность длительного (10—25 суток) пребывания людей в гелиокислородной атмосфере без нарушения физиологических функций организма доказана экспериментально. При этом отмечены сдвиг зоны комфорта в сторону повышения температуры на 3—3,5° благодаря высокой теплопроводности гелия и смещение спектра речи в сторону высоких частот примерно на 0,7 октавы, но без недопустимого снижения разборчивости речи.

Гелиокислородную атмосферу с давлением 390 *мм рт. ст.* предполагается использовать на КК «Аполлон-Х» вместо чисто кислородной.

§ 3. Регенерация и кондиционирование воздуха. Скафандры

Под кондиционированием обычно понимают совокупность мероприятий по поддержанию в заданных пределах температуры и влажности воздуха. На КК необходимо, кроме того, восстанавливать содержание кислорода в атмосфере и удалять углекислоту и вредные газообразные примеси, т. е. регенерировать атмосферу. Таким образом, системы регенерации и кондиционирования КК предназначаются для поддержания в заданных пределах газового состава искусственной атмосферы, ее относительной влажности и температуры.

В настоящее время на КК применяются системы двух типов: замкнутого (регенерационного) и открытого. В системе замкнутого типа (рис. 216) регенерация воздуха осуществляется в результате химического взаимодействия специальных веществ, называемых оксилитами, с углекислотой и водяными парами атмосферы. При этом происходит поглощение избытка углекислоты и воды и выделение кислорода. Например, оксилит, состоящий из перекиси натрия и надперекиси калия, взаимодействует с углекислотой по суммарной реакции

$$Na_2O_2 + 2KO_2 + 2CO_2 = Na_2CO_3 + K_2CO_3 + 2O_2 + 98\ ккал.$$

Эта реакция обеспечивает замещение моля углекислоты молем кислорода, что соответствует дыхательному коэффициенту человека, равному единице. Для получения избытка кислорода над углекислотой, что соответствует реальным значениям дыхательного коэффициента, необходимо увеличивать в оксилите содержание надперекиси калия KO_2.

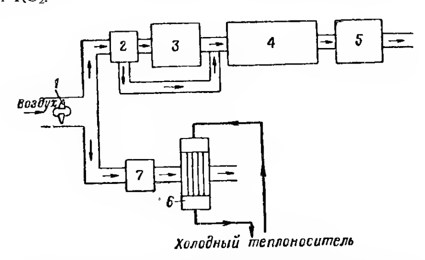


Рис. 216. Принципиальная схема системы кондиционирования замкнутого (регенерационного) типа:
1 — вентилятор; *2, 7* — регуляторы расхода; *3* — осушитель; *4* — регенератор; *5* — фильтр; *6* — теплообменник-осушитель

При увеличении влажности воздуха реакция регенерации ускоряется. Изменяя соотношение между потоками воздуха, направляемыми в осушитель *3* и мимо него, можно регулировать режим работы регенератора. Теплообменник *6*, в котором происходит охлаждение воздуха, является дополнительным осушителем. По такому принципу работала система регенерации и кондиционирования воздуха КК «Восток».

Для работы системы открытого типа (рис. 217) необходимо иметь на борту запас кислорода в сжатом или сжиженном виде. Воздух после осушки и очистки от углекислоты и вредных примесей обогащается кислородом, поступающим через редуктор *6* из баллона *4*. Для поглощения углекислоты рекомендуется использовать гидрат окиси лития, взаимодействующий по реакции

$$2LiOH + CO_2 = Li_2CO_3 + H_2O + 68\ ккал.$$

При этом для поглощения 1 *кг* углекислоты требуется 1,35 *кг* LiOH. Системы кондиционирования американских КК «Меркурий», «Джемини» и «Аполлон» выполнены по открытой схеме.

Скафандры по назначению разделяют на спасательные и космические (выходные). Спасательные скафандры предназначаются для защиты космонавта в случае внезапной разгерметизации кабины и при катапультировании пилота из аппарата. Космические скафандры должны обеспечивать жизнедеятельность человека в условиях космоса.

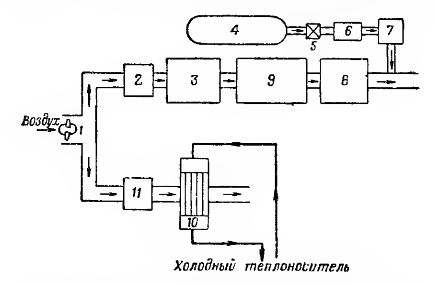


Рис. 217. Принципиальная схема системы кондиционирования открытого типа:
1 — вентилятор; *2, 7, 11* — регуляторы расхода; *3* — осушитель; *4* — баллон с запасом кислорода; *5* — вентиль; *6* — редуктор; *8* — фильтр; *9* — поглотитель углекислого газа; *10* — теплообменник-осушитель

Скафандр состоит из собственно скафандра и агрегатов автономной системы кондиционирования воздуха. Скафандр выполняется в виде многослойной эластичной оболочки, облегающей тело человека, с шарнирами в местах расположения основных суставов. Каждый слой скафандра выполняет определенные функции. Во внутреннем слое имеется сеть каналсв для вентиляции поверхности тела человека. Далее следует тепловая изоляция, газонепроницаемая и силовая оболочки. Наружный слой является отражателем солнечной радиации. Число слоев скафандра определяется его назначением: у спасательного скафандра не более четырех, у космического — до восьми.

Спасательный скафандр в нормальных условиях вентилируется воздухом, подаваемым из кабины космического корабля, и только в момент аварии и катапультирования переключается на автономную систему вентиляции. Космический скафандр полностью изолирован от окружающей среды. Автономная система кондиционирования состоит из баллона с кислородом, поглотителей CO_2 и H_2O, фильтров для удаления вредных примесей, пыли и запахов, теплообменника, вентилятора и регулирующей аппаратуры. Вес скафандра составляет 10—15 *кг*, а наспинного агрегата автономной системы кондиционирования — до 15 *кг*.

§ 4. Питание и водоснабжение. Перегрузки и невесомость. Радиационная защита

Энергия образуется в организме человека за счет сгорания белков, жиров и углеводов, входящих в состав пищи. 1 *г* жиров дает 9,3 *ккал* энергии, а 1 *г* белков или углеводов — 4,1 *ккал*.

Для нормальной жизнедеятельности человека должно быть обеспечено определенное соотношение между белками, жирами и углеводами (примерно, как 1 : 1 : 4). Калорийность суточного пайка космонавтов должна быть в пределах 2500—2800 *ккал*. Суточная потребность человека в воде: для питья примерно 1,2 *кг*; с пищей 1,0 *кг*; для гигиенических целей 1,8 *кг*. Запас воды на КК выбирался из расчета 2,0 *кг/сутки* (1,2 *кг* — для питья; 0,8 *кг* — в составе пищи).

Системы обеспечения жизнедеятельности (СОЖ) современных космических кораблей работают в основном по разомкнутому циклу. Характерным для них является запас на борту корабля кислорода, воды, питания и накопление продуктов жизнедеятельности в специальных поглотителях и сборниках. Масса таких СОЖ пропорциональна численности экипажа и времени полета корабля. Для уменьшения массы СОЖ необходимо вовлекать в кругооборот продукты жизнедеятельности человека. СОЖ, в которых осуществляется кругооборот воды и продуктов ды-

хания, являются частично замкнутыми. В настоящее время отработаны системы, предусматривающие использование конденсата воды, получаемого в теплообменниках-осушителях (КА «Джемини»). Разрабатываются физико-химические методы получения воды из мочи.

Для межпланетных полетов необходимы замкнутые СОЖ, т. е. системы с восстановлением кислорода, воды и пищи из продуктов жизнедеятельности человека при помощи различных физических, физико-химических и биологических методов. Масса замкнутых СОЖ будет мало зависеть от продолжительности полета корабля.

Перегрузки могут быть длительными (до 10—15 *мин*) и кратковременными (не более десятых долей секунды). Длительные перегрузки возникают при выводе КА на орбиту и при спуске на поверхность планеты. Кратковременные (ударные) перегрузки появляются при катапультировании, раскрытии парашютов, стыковке и посадке КА.

Воздействие перегрузок на организм человека зависит от их величины, продолжительности действия, направления, физического развития и самочувствия космонавта. Легче всего переносятся перегрузки в направлении грудь — спина. Физически развитый, тренированный человек может перенести в течение 10 *сек* перегрузки не более 14—15 единиц. При малом времени воздействия (до 0,1 *сек*) человек сравнительно легко переносит перегрузки до 18—20 единиц.

Для повышения предела ударных перегрузок, переносимых космонавтом, используются демпфирующие приспособления, привязные системы, моделированные поверхности кресел и другие устройства.

Состояние невесомости является одним из неблагоприятных факторов космического полета. Длительное пребывание человека в невесомости (месяцы и годы) может привести к ряду физиологических расстройств организма, которые вредно скажутся на его состоянии. Наиболее эффективным средством борьбы с этим является создание на борту корабля искусственной гравитации (см. гл. 2, § 3).

Радиационная защита должна предохранять экипаж от ионизирующих излучений (см. гл. 4, § 2). Для космических полетов можно ориентировочно принять в качестве допустимой дозы ионизирующих излучений 50 *бэр*

при продолжительности полетов до одного года и 25—30 *бэр* при полете в течение нескольких лет. Наиболее сложна радиационная защита экипажа от солнечных вспышек, так как она связана со значительным увеличением массы корабля. Одним из средств защиты является заблаговременное приземление КА при получении прогноза о возможности возникновения солнечной вспышки.

РАЗДЕЛ III

СПЕЦИАЛЬНАЯ РАДИОТЕХНИЧЕСКАЯ АППАРАТУРА

Глава 16

КОСМИЧЕСКАЯ РАДИОСВЯЗЬ

§ 1. Особенности космической радиосвязи

Космическая радиосвязь осуществляется между наземной станцией и объектом, находящимся вне земной атмосферы, а также между двумя космическими кораблями. Космические линии радиосвязи отличаются от обычных линий громадными расстояниями (сотнями миллионов километров) между передатчиком и приемником, ограничениями в весе и габаритах аппаратуры и потреблении энергии на борту КА, необходимостью с помощью одной радиолинии осуществлять передачи команд с Земли, внешнетраекторные измерения, передачи радиотелеметрической, телевизионной и других видов информации. Кроме того, при космической радиосвязи необходима длительная, надежная и автоматическая работа аппаратуры КА (особенно при полете к планетам солнечной системы), движение КА относительно Земли с большими скоростями вызывает смещение излучаемых частот (эффект Доплера).

Космическая радиосвязь осуществляется через **канал связи** — совокупность технических средств, служащих для передачи сообщений от источника к получателю (рис. 218). Канал связи включает: передатчик, линию связи и приемник. Передатчик превращает сообщение в сигнал, наиболее удобный для передачи по данной линии

связи — среды, используемой для передачи сигналов от передатчика к приемнику (атмосфера, межпланетная среда и др.). Приемник принимает сигнал и восстанавливает по нему переданное сообщение.

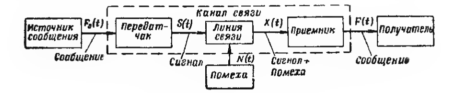


Рис. 218. Блок-схема системы связи

Мощность сигнала на входе приемника

$$P_{\text{прм}} = \frac{P_{\text{прд}} \lambda^2}{(4\pi r)^2} D_{\text{прм}} D_{\text{прд}} \ \textit{вт}, \qquad (218)$$

где $P_{\text{прд}}$ — мощность передатчика, *вт*; $D_{\text{прд}}$ — коэффициент усиления передающей антенны; $D_{\text{прм}}$ — коэффициент усиления приемной антенны; λ — длина волны, *м*; r — расстояние между антеннами, *м*.

При космической связи из-за громадных расстояний мощность сигнала на входе приемника составляет 10^{-15}—10^{-18} *вт* и менее. Для обеспечения уверенного приема в этом случае необходимо сооружать наземные антенны с большим коэффициентом усиления, применять высокочувствительные приемники, уменьшать уровень помех путем охлаждения входных цепей приемника и другими способами, рационально выбирать диапазон частот для связи, стремясь уменьшить влияние внешних шумов и поглощение энергии в атмосфере. Кроме того, необходимо учитывать особенности распространения радиоволн через атмосферу и иные среды, уход частоты при движении КА и другие факторы.

§ 2. Помехи радиоприему при космической связи

Классификация помех

По статистическим свойствам различают три группы помех: **флуктуационные** — последовательность бес-

конечно коротких импульсов, имеющих случайную высоту и следующих друг за другом через случайные промежутки времени (внутренние шумы приемника, космические шумы и др.); **импульсные** — одиночные случайные импульсы, следующие друг за другом через такие промежутки времени, что переходные явления в приемнике от одного импульса успевают затухнуть к моменту прихода следующего (атмосферные, индустриальные); **синусоидальные** — сигналы от посторонних радиостанций, излучение генераторов высокой частоты различного назначения (промышленные, медицинские и т. п.).

Расчет помех на входе приемника

Мощность внутренних и внешних шумов (мощность помехи) на входе приемника обычно выражают через эквивалентную шумовую температуру $T_{ш.э}=NT$, т. е.

$$P_п = kT_{ш.э}\Delta f \ вт, \qquad (219)$$

где k — постоянная Больцмана ($k=1{,}38\cdot10^{-23}$ *вт/(гц·град)*); Δf — полоса пропускания приемника, *гц*.

Эквивалентная шумовая температура

$$T_{ш.э} = T_{ш.п} + T_{ш.а}, \qquad (220)$$

где $T_{ш.п}$ — шумовая температура приемника (см. рис. 221); $T_{ш.а}$ — шумовая температура антенны, обусловленная внешними шумами

В децибеллах мощность помехи

$$P_п = -228{,}9 + 10\lg T_{ш.э} + 10\lg\Delta f. \qquad (221)$$

Помехи внешних источников

Мощность шумов, поступающих на вход приемника от внешних источников, характеризуют температурой $T_{ш.а}$ активной нагрузки, согласованной со входом приемника, которая, будучи включена вместо антенны, создала бы ту же шумовую мощность, т. е.

$$P_{ш.а} = kT_{ш.а}\Delta f. \qquad (222)$$

Шумовая температура антенны

$$T_{ш.а} = T_{косм} + T_{погл} + \beta T_e, \qquad (223)$$

где $T_{косм}$ — температура, обусловленная космическими шумами; $T_{погл}$ — температура шумов поглощения атмосферой Земли; T_e — температура Земли (290° К); β — коэффициент, учитывающий уровень мощности в боковых лепестках антенны (см. § 4 данной главы).

Космические шумы. Расчет эквивалентной температуры космического источника радиоизлучения $T_а$, приведенной к антенне (антенной температуре источника), производят по формулам:

— для случая, когда угловые размеры источника малы по сравнению с шириной диаграммы направленности антенны ($\Omega_{ист} \ll \Omega_а$):

$$T_а = T_я\frac{\Omega_{ист}}{\Omega_а}; \qquad (224)$$

— для случая, когда в пределах главного лепестка интенсивность радиоизлучения постоянна (этот случай имеет место при приеме радиоизлучения общего фона Галактики узконаправленными антеннами):

$$T_а = T_я, \qquad (224а)$$

где $T_я$ — яркостная температура источника помех (см. ч. I, гл. 2, 4, 6); $\Omega_{ист}$ — телесный угол, под которым виден источник радиоизлучения; $\Omega_а$ — телесный угол главного лепестка антенны ($\Omega_а = \frac{4\pi}{G}$; G — коэффициент направленного действия антенны);

— для случая, дискретных источников (если направление максимума диаграммы направленности приемной антенны совпадает с направлением на дискретный источник):

$$T_а = \frac{A\Phi_э}{2k}, \qquad (225)$$

где A — эффективная площадь антенны, $м^2$; $Ф_э$ — поток радиоизлучения источника (см. часть I, гл. 2).

Шумы Земли и планет. Земля излучает шумы с эквивалентной температурой 300° К. Их необходимо учитывать в радиолинии Земля — спутник. На радиолинии спутник — Земля излучение Земли может приниматься лишь по боковым лепесткам диаграммы направленности антенны. Это учитывается введением коэффициента $n=0,1$, так как уровень боковых лепестков по мощности не более 10%.

Температуры планет приведены в табл. 11. Антенные температуры планет рассчитываются по формуле (225).

Шумы атмосферы Земли. Атмосферные шумы на высоких частотах обусловливаются тем, что кислород и пары воды поглощают и переизлучают энергию Солнца. Интенсивность шумов зависит от угла возвышения δ приемной антенны относительно горизонта и частоты излучения (рис. 219).

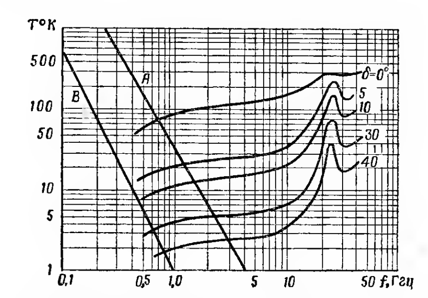


Рис. 219. Кажущаяся температура T шумов неба вследствие космических шумов и атмосферного поглощения при различных углах возвышения δ антенны в зависимости от частоты излучения f (без учета влияния облаков и дождя):

A — антенна направлена на источник максимального излучения космических шумов (центр Галактики); B — антенна направлена на источник минимального излучения

Как видно из рисунка, атмосферные шумы на частотах 1000—2000 *Мгц* преобладают над галактическим шумом и являются единственным видом внешних шумов, который следует учитывать при выборе рабочей волны и энергетических расчетах.

Помехи, вносимые аппаратурой

Потери в высокочастотном тракте. Небольшие потери в элементах высокочастотного тракта при комнатной температуре учитываются прибавлением к общей шумовой температуре приемной системы 7° К на каждые 0,1 *дб* потерь. Потери, превышающие 0,5 *дб*, оцениваются по формуле

$$T_{вых} = T_0 - \frac{1}{\zeta}(T_0 - T_a), \qquad (226)$$

где $T_{вых}$ — шумовая температура на выходе линии, °К; T_0 — температура окружающей среды, °К; T_a — антенная температура, °К; ζ — коэффициент потерь (отношение входного сигнала к выходному).

Из рис. 220 видно, что для температуры антенны $T_a = 50°$ К при $\zeta = 1$ *дб* выходная температура приемника $T_{вых} = 100°$К.

Внутренние шумы приемника. Внутренние шумы приемника характеризуются коэффициентом шума. Коэффициент шума N показывает, во сколько раз по сравнению с комнатной нужно увеличить абсолютную температуру входного сопротивления $R_{вх}$ приемника для того, чтобы создаваемый им шумовой ток равнялся входному шумовому току.

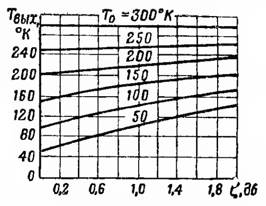


Рис. 220. Изменение шумовой температуры $T_{вых}$ на выходе приемника в зависимости от коэффициента потерь ζ в линии (T_0 — температура окружающей среды)

Эквивалентная шумовая температура приемника

$$T_{ш.\,п} = (N-1)\,T_0 \qquad (227)$$

Мощность помех, вносимая приемником, рассчитывается через коэффициент шума N приемника или через его шумовую температуру $T_{ш.\,п}$. Величина $T_{ш.\,п}$ имеет большое значение для оценки шумовых свойств элементов и узлов приемника и конструкции его входной цепи (рис. 221).

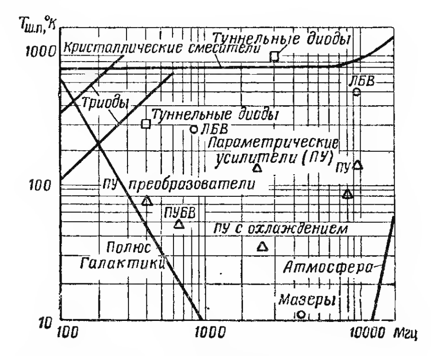


Рис. 221. Шумовые свойства различных типов усилителей

Иногда уровень шумов приемника характеризуют величиной спектральной плотности помехи — мощностью помехи на единицу полосы:

$$\sigma_{п}^{2} = kNT. \qquad (228)$$

При $T = 290°$ К величина $\sigma_{п} = 4\cdot10^{-21}\,N$ *вт/гц*.

Чувствительность приемника. Различают реальную и предельную чувствительность. Предельная чувствительность определяется величиной мощности полезного сигнала в антенне, при которой на выходе приемника мощность полезного сигнала равна суммарной мощности шумов антенны и приемника, т. е.

$$P_{прм\,min} = kT_{ш.\,э}\Delta f. \qquad (229)$$

Реальная чувствительность $P_{р}$ характеризуется величиной мощности полезного сигнала в антенне, при которой получается необходимое для нормальной работы индикаторного устройства превышение мощности полезного сигнала над мощностью шумов:

$$P_{р} = \chi_{вх}P_{прм\,min}, \qquad (230)$$

где $\chi_{вх}$ — отношение (сигнал/шум) на входе приемника, выбираемое из заданного выше условия.

При расчете в децибеллах по отношению к 1 *вт*

$$P_{р} = -228{,}9 + \chi_{вх}\ \partial б + 10\lg T_{ш.\,э} + 10\lg\Delta f. \qquad (231)$$

Пример. Определить мощность помех наземного прчемника, применяемого в системе связи с подвижным объектом через маломощный ретранслятор (см. табл. 77), для которого $T_{ш.п} = 300°$ К, а ширина полосы пропускания $\Delta f = 10$ *кгц*.

Решение:

$$P_{ш.\,п} = kT_{ш.\,э}\Delta f = 1{,}38\cdot10^{-23}\cdot300\cdot10^{4} = 4\cdot10^{-17}\ вт.$$

§ 3. Распространение радиоволн в атмосфере Земли и в космическом пространстве

Распространение радиоволн в атмосфере Земли

Радиоволнами называют часть спектра электромагнитных волн длиной 100 *км* — 0,3 *мм*, что соответствует частотам $3\cdot10^{3}$ *гц* — 10^{6} *Мгц* (табл. 71).

Тропосфера, как среда, свойства которой рассмотрены в гл. 5 части I, вызывает искривление направления распространения радиоволн (рефракцию), их рассеяние неоднородностями тропосферы и гидрометеорами и поглощение энергии радиоволн.

Тропосферная рефракция. Радиолуч, проходя через плотные слои атмосферы, изгибается вследствие изменения диэлектрической проницаемости и соот-

ветственно показателя преломления среды с высотой. Рефракция не зависит от частоты и достигает максимального значения при малых углах возвышения антенны (рис. 222).

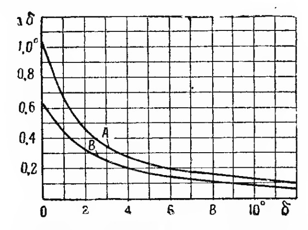


Рис. 222. Ошибка $\Delta\delta$ в угле возвышения антенны вследствие тропосферной рефракции в тропическом морском (*A*) и в полярном континентальном (*B*) воздухе

Таблица 71

Классификация радиоволн, принятая в СССР

Название диапазона	Длина волны в свободном пространстве (вакууме), *м*	Частота, *Мгц*
Сверхдлинные волны	100000—10000	$3\cdot10^{-3}$—$3\cdot10^{-2}$
Длинные волны	10000—1000	$3\cdot10^{-2}$—$3\cdot10^{-1}$
Средние волны	1000—100	$3\cdot10^{-1}$—3
Короткие волны	100—10	3—3·10
Ультракороткие волны:	10—0,001	$3\cdot10$—$3\cdot10^{5}$
метровые	10—1	$3\cdot10$—$3\cdot10^{2}$
дециметровые	1—0,1	$3\cdot10^{2}$—$3\cdot10^{3}$
сантиметровые	0,1—0,01	$3\cdot10^{3}$—$3\cdot10^{4}$
миллиметровые	0,01—0,001	$3\cdot10^{4}$—$3\cdot10^{5}$

Поглощение и рассеяние радиоволн тропосферой. Волны миллиметрового, сантиметрового и дециметрового диапазонов ослабляются вследствие

поглощения в водяном паре и кислороде земной атмосферы, а также поглощения (и отчасти рассеяния) водными образованиями (дождем, снегом, туманом, градом), носящими общее название гидрометеоров (рис. 223 и 224).

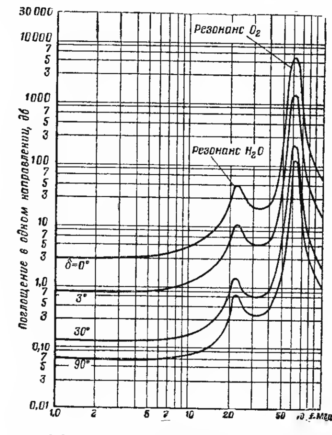


Рис. 223. Поглощение радиоволн в атмосфере в зависимости от их частоты *f* и угла возвышения δ антенны

Ионосфера как среда, свойства которой рассмотрены в гл. 5, части I, в зависимости от длины волны вызывает отражение радиоволн от слоев ионосферы, рефракцию, поглощение энергии и вращение плоскости поляризации (эффект Фарадея).

Отражению от слоев ионосферы подвержены радиоволны длиннее 6—8 *м*.

Ионосферная рефракция обусловлена изменением с высотой и неоднородностями диэлектрической

проницаемости верхней атмосферы. Ионосферная рефракция имеет значение лишь в диапазоне метровых и декаметровых волн и значительно ослабляется с увеличением частоты (рис. 225).

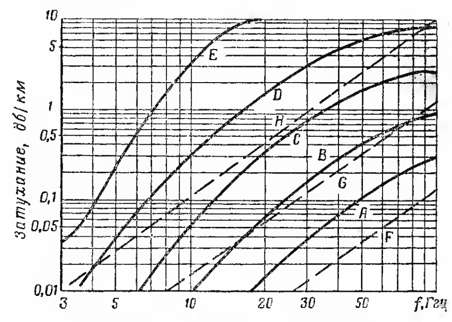


Рис. 224. Затухание, вызываемое осадками:
——— интенсивность затухания при дожде:
A — 0,25 *мм/час* (моросящий дождь); B — 1 *мм/час* (слабый дождь); C — 4 *мм/час* (умеренный дождь); D — 16 *мм/час* (сильный дождь); E — 100 *мм/час* (ливень);
— — — затухание в тумане и облачности:
F = 0,032 *г/м³* (видимость > 600 *м*); G = 0,32 *г/м³* (видимость около 120 *м*); H = 2,3 *г/м³* (видимость 30 *м*)

Критической частотой f_c слоя называется максимальная частота, при которой волна отражается от ионосферного слоя. Все частоты выше критической проходят через этот слой без отражения. Величина f_c зависит от максимальной концентрации $C_{\text{эл max}}$ электронов в слое.

$$f_c = 9 \cdot 10^{-3} \sqrt{C_{\text{эл max}}} \ \text{Мгц}.$$

Максимум концентрации слоя F обычно располагается на высоте $H_{\max F} = 300$ *км* над поверхностью Земли.

На регулярную ионосферную рефракцию накладывается нерегулярная ионосферная рефракция, обусловленная неоднородностями ионосферы, которые могут иметь

значительные размеры (крупномасштабные неоднородности) и перемещаться в пространстве.

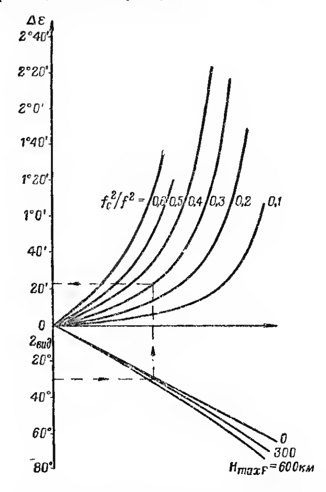


Рис. 225. Номограмма для определения поправки $\Delta\varepsilon$ в угол места КА вследствие ионосферной рефракции максимума слоя F в зависимости от зенитного расстоя $z_{\text{вид}} = 90° - \varepsilon$, высоты $H_{\max F}$ преломляющего слоя F и отношения квадратов критической частоты f_c слоя F к рабочей частоте f связи

Ионосферное поглощение происходит главным образом в ионосферных слоях D и E. Это поглощение резко уменьшается с увеличением частоты (рис. 226). Для волн декаметрового и метрового диапазо-

нов главное значение имеет слой F, в котором величина поглощения

$$\gamma_c \approx 4 \cdot 10^{14} f^2 \ \partial б, \qquad (232)$$

где f — частота поглощаемых радиоволн.

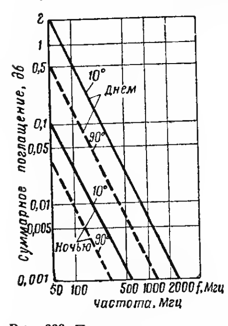


Рис. 226. Поглощение радиоволн γ_c в слоях ионосферы для источника, расположенного на расстоянии 1000 *км* (угол места КА равен 10 и 90°)

Эффект Фарадея возникает как следствие двойного преломления радиоволн в ионосфере под

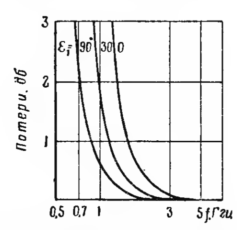


Рис. 227. Потери, вызванные эффектом Фарадея, в зависимости от частоты радиоволн и угла места ε_i КА (ориентация антенн одинаковая)

воздействием магнитного поля Земли и выражается во вращении плоскости поляризации линейно-поляризованной плоской волны. Эффект зависит от плотности электронов, напряженности и направления магнитного поля.

Если ионизированный газ однороден, то величина угла поворота плоскости поляризации

$$\varphi_п = K C_{эл} H l / f^2 \ рад, \qquad (233)$$

где K — коэффициент пропорциональности; $C_{эл}$ — электронная концентрация, *эл/м*^{3}; H — продольная составляющая напряженности магнитного поля Земли в атмосфере [$H = (2{,}5$—$6{,}3) \cdot 10^{-3}$ *а/м*]; l — пройденный путь в ионизированном газе; f — частота, *гц*.

В несистемных единицах коэффициент пропорциональности

$$K = e^3 \mu_0 / (4\pi m^2 \varepsilon_0),$$

где e — заряд электрона, *к*; m — масса электрона, *кг*; μ_0 — магнитная проницаемость ($\mu = 4\pi \cdot 10^7$ *гн/м*); ε_0 — электрическая проницаемость свободного пространства [$\varepsilon_0 = 1/(35\pi \cdot 10^9)$ *ф/м*].

Вращение плоскости поляризации принимаемого сигнала приводит к появлению дополнительных потерь энергии радиоволны, величина которых зависит от частоты f радиоволн и угла места ε КА (рис. 227). Для уменьшения потерь вследствие вращения плоскости поляризации применяются антенны с круговой поляризацией.

Распространение радиоволн в космическом пространстве

Распространение радиоволн с частотами выше 100 *Мгц* в пределах околоземных орбит почти не отличается от распространения радиоволн в пустоте.

Исследования ослабления энергии монохроматических радиоволн в зависимости от пройденного ими расстояния в межпланетном пространстве проводились космическими объектами «Марс-1», «Пионер-5», а также при радиолокации Венеры. Эти исследования показывают, что на частоте 183,6 *Мгц* ослабление энергии радиоволн достигает 4±2 *дб* на 50 млн. *км*; на частоте 378 *Мгц* — 2—3 *дб* на 43 млн. *км*; на частоте 700 *Мгц* — 1,6 *дб* на 50 млн. *км*.

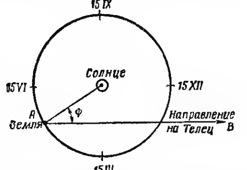


Рис. 228. Схема опыта по просвечиванию межпланетной среды радиоизлучением источника в созвездии Телец-А

Изучение ослабления радиоволн с белым спектром в околосолнечном пространстве проводилось методом его просвечивания радиоизлучением источника Телец-А на частоте 184 *Мгц*. Этот источник расположен практически в

плоскости эклиптики. При движении Земли вокруг Солнца просвечивание околоземного пространства происходит под различными углами ϕ (рис. 228). При изменении угла ϕ от 180 до 10° в пределах ошибок измерений ослабления энергии радиоволн не наблюдается. При малых значениях угла ϕ ослабление потока энергии радиоволн достигает 20—30% (табл. 72).

Таблица 72

Ослабление потока энергии радиоволн

Угол ψ, *град*	Длина волны, *м*	Ослабление, %
5	11	29
2,3	3,5	30
5	1,6	16±8
1,5	0,25	19
1,5	0,21	Отсутствует
1,5	0,18	»
1,5	0,10	»

Изменение солнечной активности приводит к сильному изменению свойств межпланетной среды (появлению неоднородной электронной концентрации, нерегулярному движению сгустков плазмы и т. п.). Эти явления вызывают нерегулярные изменения интенсивности принимаемых радиосигналов. Вследствие рефракции или многолучевого распространения возникают интерференционные замирания принимаемых сигналов.

При распространении радиоволн в движущейся неоднородной среде наблюдается расширение спектра и случайная фазовая модуляция сигнала. Относительное расширение спектра сигнала при локации Венеры на частоте 440 *Мгц* достигло 10^{-9}.

Распространение радиоволн в плазме

При входе космического аппарата в атмосферу и при выходе из нее нагретые поверхности космического корабля ионизируют окружающий воздух и вокруг КА образуется облако, состоящее из положительно заряженных ионов и электронов (плазма). Величина плазменного слоя зависит от параметров траектории, скорости полета и формы КА. Возникающая плазма мешает распространению некоторого диапазона радиоволн, нарушая связь с КА. Степень влияния плазмы зависит от частоты электромагнитной энергии, плотности или концентрации электронов и частоты столкновения между электронами и молекулами воздуха (рис. 229).

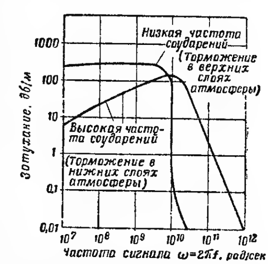


Рис. 229. Зависимость затухания радиоволн в плазме от частоты сигнала

В зависимости от скорости вхождения КА в плотные слои атмосферы, торможение (образование плазменной оболочки) будет происходить на разных высотах. Предварительные оценки и некоторые экспериментальные результаты показывают, что обеспечение связи через плазму технически возможно на частотах 10 *Ггц* и выше. Способами, уменьшающими влияние плазменной оболочки на радиосвязь, являются: выбор частот, на которых затухание минимально; размещение антенны в точках КА с наименьшим значением плотности плазмы; уменьшение трения корпуса о воздух (применение специальных покрытий): воздействие на плазму (например, магнитным полем).

§ 4. Антенные системы для космической связи

Основные параметры антенны

Диаграмма направленности — кривая изменения напряженности E электромагнитного поля на данном расстоянии от передающей антенны в зависимости от направления:

$$E = F(\theta, \varphi)/r, \qquad (234)$$

где r, θ, φ — сферические координаты с началом в точке расположения антенны.

Если максимальное значение $F(\theta, \varphi)$ принимается за единицу, то диаграмма направленности называется нормированной.

Коэффициент направленного действия в данном направлении G — отношение квадрата напряженности поля E^2, создаваемого антенной в данном направлении, к среднему по всем направлениям значению квадрата напряженности поля $E^2_{\text{ср}}$.

$$G = E^2/E^2_{\text{ср}}. \tag{235}$$

Коэффициент полезного действия η — отношение излучаемой P_Σ мощности к мощности P_0, подводимой к антенне:

$$\eta = P_\Sigma/P_0 = P_\Sigma/(P_\Sigma + P_{\text{п}}), \tag{236}$$

где $P_{\text{п}}$ — мощность, поглощаемая в антенне.

Коэффициент усиления D — отношение квадрата напряженности E^2, создаваемой данной антенной в данной точке (r, θ, φ), к квадрату напряженности поля $E^2_{\text{ин}}$, создаваемой ненаправленной антенной (т. е. гипотетической изотропно излучающей антенной без потерь), при условии, что подводимые к обеим антеннам мощности одинаковы:

$$D = E^2/E^2_{\text{ин}} = GE^2_{\text{ср}}/E^2_{\text{ин}}. \tag{237}$$

Эффективная площадь антенны A — отношение мощности, поступающей на вход приемника, согласованного с антенной, к плотности потока мощности, падающего на антенну с данного направления:

$$A = D\lambda^2/(4\pi), \tag{238}$$

где λ — длина волны принимаемого излучения.

Коэффициент рассеяния антенны β — величина, характеризующая относительную роль боковых и задних лепестков диаграммы направленности и указывающая на долю мощности, излучаемой (или принимаемой) этими лепестками

$$\beta = \int_{\Omega_{\text{бок}}} F(\theta, \varphi)\, d\Omega \Big/ \int_{4\pi} F(\theta, \varphi)\, d\Omega,$$

где $\Omega_{\text{бок}} = 4\pi - \Omega_{\text{гл}}$ ($\Omega_{\text{гл}}$ — телесный угол, занимаемый главным лепестком диаграммы направленности).

Шумовая температура антенны — см. § 2 данной главы.

Наземные антенны

Наземные антенны для систем космической связи должны обладать большим усилением, высоким к. п. д., низкой температурой шумов. Наибольшее распространение получили антенны следующих типов: одно- и двухзеркальные параболические, с рупорно-параболическими отражателями, самофокусирующиеся антенные решетки.

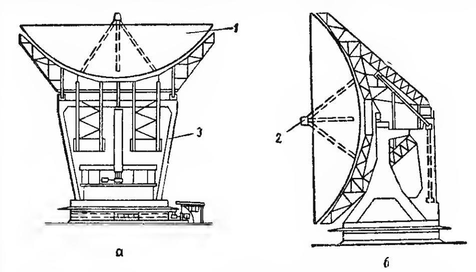


Рис. 230. Схема однозеркальной параболической антенны:
а — антенна установлена вертикально; *б* — антенна установлена горизонтально;
1 — параболическое зеркало; *2* — облучатель; *3* — опорная конструкция с поворотными механизмами

Однозеркальные параболические антенны (рис. 230, табл. 73). Основным элементом системы

является параболическое зеркало, в фокусе которого помещается облучатель. Он изготовляется так, чтобы почти вся излучаемая им энергия направлялась в сторону отражателя.

Таблица 73

Некоторые параметры больших однозеркальных параболических антенн

Место установки	Диаметр, *м*	Допуск, *мм*	Частота, *Мгц*	Управление до угла высоты, *град*	Точность управления	Главный лепесток по уровню 3 *дб*	
						ширина	частота, *Мгц*
Аресибо (Пуэрто-Рико)	305	45,5	500	—	2′00″	10′	430
Грин Бэнк (США)	91,5	13,0	1500	60	2 00	10	1420
Сагамор-Хилл (Масачусетс, США)	91,5	2,0	10000	90	0 10	1,5	10000
Джодрелл Бэнк I (Великобритания)	76,2	30,0	650	90	12 00	18	1420
Джодрелл Бэнк II (Великобритания)	66,5	125,0	150	—	15 00	180	92
Паркс (Австралия)	64,0	7,0	3000	60	1 00	15	1420
Лаборатория ВМФ (Вестфильд, США)	45,8	21,0	1000	90	30 00	180	140
Сагамор-Хилл (Масачусетс, США)	45,8	13,0	1500	90	6 00	21	1420
Стенфордский университет (Пало-Альто, США)	45,8	13,0	1500	90	6 00	21	1420
Фрейзерборо (Шотландия)	43,3	25,0	800	90	3 00	60	400
Грин Бэнк (США)	42,7	6,0	3000	90	0 10	3	10000
Грейстек-Хилл (Масачусетс, США)	36,6	0,7	28000	90	0 18	3	10000
Штакерб (ФРГ)	25,0	5,0	3000	90	5 00	18	3 000

Двухзеркальные параболические антенны. Примером двухзеркальной антенны является антенна кассегреновского типа (рис. 231). В этой системе формы двух образующих поверхностей взаимно зависимы:

если основное зеркало параболическое, то переизлучатель должен быть гиперболическим, расположенным таким образом, чтобы отраженные от него лучи пересекались в мнимом фокусе, совпадающем с главным фокусом параболического зеркала. Такая система более короткофокусна, чем однозеркальная, и позволяет помещать облучатель позади зеркала антенны, сводя до минимума расстояние

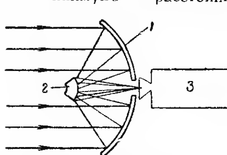


Рис. 231. Двухзеркальная антенна кассегреновского типа:
1 — основное зеркало; *2* — переизлучатель; *3* — приемник

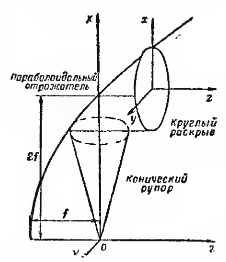


Рис. 232. Геометрия конической рупорно-параболической антенны:
f — фокусное расстояние параболоида

между облучателем и приемником, что приводит к снижению потерь в волноводе до минимальной величины (0,05—0,1 *дб*).

Рупорно-параболические антенны. Принцип действия этих антенн основан на законах геометрической оптики; антенны не имеют частотно зависимых элементов и поэтому являются чрезвычайно широкополосными. Конструктивно антенны представляют собой сочетание конического рупора и отражателя, являющегося частью параболоида вращения. Вершина рупора располагается в фокусе *O* параболоида (рис. 232). На стороне, противоположной отражателю, сделан вырез, образующий апертуру (раскрыв) антенны. Постепенно сужаясь, рупор переходит в круглый волновод, соединяющий антенну со входом приемника.

Самофокусирующиеся антенные решетки. Построение самофокусирующейся антенной решетки может быть осуществлено, например, сочетанием несколь-

ких однотипных антенн, сигналы от которых складываются по промежуточной частоте приемника (рис. 233). На входе каждого канала имеется смеситель *1*, на который подаются сигналы от связанного с ними элемента решетки и гетеродина *4*, управляемого сигналами фазового детектора *2*. Сигналы, поступающие на смесители от гетеродинов, изменяются детекторами, так, чтобы по частоте и фазе он совпадал с сигналами на выходах всех смесителей. После этого в суммирующем блоке 5 производится сложение сигналов.

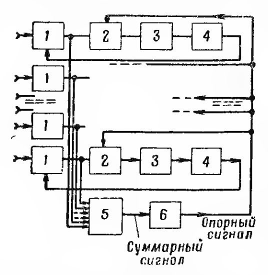


Рис. 233. Блок-схема самофокусирующейся решетки:
1 — смесители; *2* — фазовые детекторы; *3* — фильтры нижних частот; *4* — управляемые гетеродины; *5* — суммирующий блок; *6* — фазовращатель 90°

Самофокусирующиеся решетки обеспечивают: большее усиление по сравнению с одиночными антеннами (до 70 *дб*); возможность изменения по мере необходимости эффективного раскрыва антенны за счет комбинации числа независимых антенн и элементов, входящих в состав решетки; существенную экономию средств по сравнению с крупногабаритной антенной, равноценной по усилению.

Основные характеристики зарубежных наземных антенн приведены в табл. 74.

Бортовые антенны

Бортовые антенны используются в радиомаяках и системах связи, телеметрии, командных радиолиний, траекторных измерений. Основным направлением конструирования современных бортовых антенн является создание складных антенн, раскрывающихся после вывода КА на орбиту.

Таблица 74

Сравнительные характеристики параболических и рупорно-параболических антенн

Наименование характеристик	Тип антенны		
	Однозеркальная	Двухзеркальная	Рупорно-параболическая
Диаметр зеркала, *м*	5—92	20—30	Площадь апертуры 4,5—26 $м^2$
Диапазон угловых скоростей, *град/сек*	От 1 до 15		—
Собственная шумовая температура, °К	≈50	3—9,5	≈2
Ширина диаграммы направленности, *град*	0,15—1,3	≈0,2	0,13—0,25
Усиление, *дб*	19—48	27—60	50—60
Уровень боковых лепестков, *дб*	—20	—	—47

А н т е н н ы КА, в ы в о д и м ы х н а г е о ц е н т р и ч е с к и е о р б и т ы, должны, как правило, иметь всенаправленные характеристики излучения (поскольку эти КА или не стабилизированы в пространстве или стабилизированы вращением), излучать волны с круговой поляризацией и не затенять солнечные батареи. Широкое распространение получили:

— турникетные антенны, представляющие совокупность четырех штырей, расположенных в пространстве, как ребра четырехгранной пирамиды; подобные антенны, используемые на ИСЗ «Эксплорер», имеют усиление 1—3 *дб*, обладают почти изотропной характеристикой излучения, работают в диапазоне 50 *Мгц* — 3 *Ггц* при широкополосности порядка 10%;

— плоские спиральные антенны, состоящие из спирального проводника, нанесенного на непроводящую поверхность; подобная антенна, установленная на ИСЗ «Транзит», излучает волны с круговой поляризацией, а характеристика излучения сходна с характеристикой укороченного диполя;

Таблица 75

Основные характеристики антенн для космической связи

(без учета потерь)

Тип антенны	Диаграмма направленности	Поляризация	Входное сопротивление (коэффициент стоячей волны по напряжению — к. с. в. н.)	Усиление относительно изотропного излучателя, *дб*	Полоса пропускания (в % от резонансной частоты)	Область применения
Диэлектрический штырь $d/\lambda < 0{,}626/\sqrt{\varepsilon}$, где ε — диэлектрическая проницаемость штыря (ε ~ 2 — 2,5). **Конусный штырь** $d_{max}/d_{min} \approx 1{,}6$; $l \sim (4 - 8)\lambda$	По оси излучения По половинной мощности ширина диаграммы $2\alpha_{0,5P} \approx 60^\circ\sqrt{\lambda/l}$. Уровень боковых лепестков —13 *дб*	Линейная	к. с. в. н. < 1,5	$8l/\lambda$ Макс. ~ 17	~10 (при малых значениях ε полоса пропускания >10% $f_{рез}$)	Главным образом как облучатели и в виде решеток на частотах 1—6 *Ггц*
Полуволновой диполь $h = \frac{\lambda}{2}$	В вертикальной плоскости В горизонтальной плоскости	Линейная вертикальная	активное, *ом*: ~73 (для тонкого цилиндрического диполя) ~37 (для несимметр. четвертьволнового вибратора) реактивное, *ом*: Резонансное (резонанс при *h* несколько < λ/4) Индуктивное *j*42 (при *h* = λ/4)	2,15	5—40	Связь, навигация, радиолокация на частотах 10 *Мгц* — 5 *Ггц*

Продолжение

Тип антенны	Диаграмма направленности	Поляризация	Входное сопротивление (коэффициент стоячей волны по напряжению — к. с. в. н.)		Усиление относительно изотропного излучателя, *дб*	Полоса пропускания (в % от резонансной частоты)	Область применения
			активное, *ом*	реактивное, *ом*			
Полуволновая щель	В вертикальной плоскости В горизонтальной плоскости	Линейная горизонтальная	Для щели с $\lambda/4$ полостью ~ 1000. Для щели, открытой с двух сторон ~ 368	При высоте щели $0{,}475\lambda$ — резонанс 530. При высоте щели $0{,}50\lambda$ $-j\,211$ (емкостное)	~ 5 (для открытой щели 2,15)	—	Невыступающие антенны на частотах 100 *Мгц*—35 *Ггц*
Спираль с осевым излучением $\alpha_1 = 12 - 15^\circ$; $0{,}75 < \frac{\pi d}{\lambda} < 1{,}3(3)$	По оси излучения $2\alpha_{0,5P} = \frac{52^\circ\lambda}{\pi d}\sqrt{\lambda/nh}$ (n — число витков спирали)	Круговая (по направлению спирали, т. е. правая или левая)	$\sim 140\pi d/\lambda$	Незначительное (в рабочем диапазоне частот)	$\frac{12nh}{\lambda}\cdot\left(\frac{\pi d}{\lambda}\right)^2$ при $2 < n < 10$	Перекрытие 1,7 : 1	Сопровождение целей, телеметрия на частотах 100 *Мгц*—3 *Ггц*. Космические и наземные станции

Продолжение

Тип антенны	Диаграмма направленности	Поляризация	Входное сопротивление (коэффициент стоячей волны по напряжению — к. с. в. н.)		Усиление относительно изотропного излучателя, *дб*	Полоса пропускания (в % от резонансной частоты)	Область применения
			активное, *ом*	реактивное, *ом*			
Равноугольная спираль $r_1 = \frac{\lambda_1}{8}$; $r_2 = \frac{\lambda_2}{2}$; где λ_1, λ_2 — верхняя и нижняя частоты рабочего диапазона	В плоскости спирали. Перпендикулярно к плоскости спирали	Круговая	~150	Очень малое (в рабочем диапазоне)	~5	Перекрытие 10 : 1	Станции телеметрии. Иногда в виде решеток
Параболический рефлектор (*F* — фокус параболы, место установки облучателя)	По оси излучения (близко к круговой симметрии). По половинной мощности ширина диаграммы $2\alpha_{0,5P} = 70°\lambda/d$. Уровень боковых лепестков −20 *дб*	Определяется облучателем	к. с. в. н. < 1,5		$30000/2\alpha_{0,5P}$ Обычно 20—50	Определяется облучателем	Связь, радиолокация, радиоастрономия и т. д. (где требуется большое усиление)

Продолжение

Тип антенны	Диаграмма направлености	Поляризация	Входное сопротивление (коэффициент стоячей волны по напряжению — к. с. в. н.)	Усиление относительно изотропного излучателя, *дб*	Полоса пропускания (в % от резонансной частоты)	Область применения
Конический рупор $d \approx \sqrt{3\lambda l}$ Тип волны — TE_{11}	По оси излучения В горизонтальной плоскости *1* $2\alpha_{0,5P} = 70^\circ \lambda/d$; в вертикальной плоскости *2* $2\alpha_{0,5P} = 60^\circ \lambda/d$	Вертикальная	1,03 < к. с. в. н. < 1,5 (при очень хорошем согласовании рупора с волноводом)	$0{,}52\pi d/\lambda$	Перекрытие 1,6 : 1	Связь и радиолокация на частотах 300 *Мгц*—70 *Ггц*
Пирамидальный рупор Оптимальные размеры: $b \approx \sqrt{3\lambda l}$; $a \approx 0{,}8lb$; $l \approx \lambda$; $\Theta < 40^\circ$. Тип волны — TE_{10}	В горизонтальной плоскости В вертикальной плоскости В горизонтальной плоскости $2\alpha_{0,5P}=80^\circ\lambda/a$. В вертикальной плоскости $2\alpha_{0,5P} = 53^\circ\lambda/b$. Уровень боковых лепестков —10*дб*	Линейная вертикальная	Зависит от *l*: чем больше *l*, тем лучше согласование с волноводом. При очень хорошем согласовании 1,03 < к. с. в. н. < 1,5	$7{,}5ab/\lambda$	Перекрытие 1,6 : 1	То же

Продолжение

Тип антенны	Диаграмма направленности	Поляризация	Входное сопротивление (коэффициент стоячей волны по напряжению — к. с. в. н.)	Усиление относительно изотропного излучателя, *дб*	Полоса пропускания (в % от резонансной частоты)	Область применения
Диэлектрическая линза Коэффициент преломления $n > 1$ и равен $\sqrt{\varepsilon}$ (ε — диэлектрическая проницаемость линзы)	По оси излучения По половинной мощности ширина диаграммы $2\alpha_{0,5P} = 70^\circ \lambda / d$. Уровень боковых лепестков -20 *дб*	Определяется излучателем	к. с. в. н $< 1{,}5$	$4{,}5\,(d/\lambda)^2$	Определяется излучателем	То же, что и для параболического рефлектора
Волновой канал (*1* — рефлектор; *2* — активный вибратор; *3* — директоры) $h_r = 0{,}48\lambda$; $h_f = 0{,}42\lambda \approx h_d$. $l \geqslant (4 - 8)\,\lambda$. Расстояние между элементами антенны $0{,}2\lambda$; толщина элемента — не более $0{,}048\lambda$	По оси излучения По половинной мощности ширина диаграммы $2\alpha_{0,5P} \sim 60^\circ \sqrt{\lambda / l}$	Линейная, параллельно плоскости антенны	к. с. в. н. > 2 (при хорошем согласовании с 50-омной линией)	10		Прием телевидения и передач на УКВ ЧМ

— всенаправленные решетки, оборудованные большим числом спиральных элементов, которые формируют одновременно большое число лучей, ориентированных в различных направлениях;

— антенны телескопического типа, например, V-образная антенна с длиной плеча 225 *м*, которое образуется из плоской ленты в виде длинной и жесткой трубки (рис. 234).

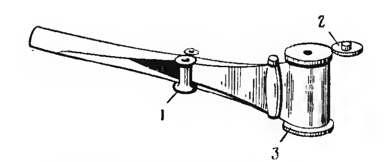


Рис. 234. Саморазворачивающаяся антенна: *1* — ведущий ролик; *2* — привод; *3* — барабан с лентой

Антенны КА, предназначенных для исследования Луны и межпланетного пространства должны обладать достаточно большим усилением для обеспечения приема и передачи на расстояния в сотни тысяч и миллионы километров. Широкое применение здесь находят раскрывающиеся параболические антенны, имеющие усиление до 30—40 *дб*, диаметр в свернутом виде 1 *м*, в развернутом 2,7 *м*, коэффициент использования поверхности 55%, уровень боковых лепестков 20 *дб*. Перспективными типами антенн являются многоэлементные фазированные решетки и надувные сферические антенны.

Табл. 75 позволяет ориентировочно представить основные характеристики некоторых антенн, которые могут быть использованы в системах космической связи. Для всех типов антенн предполагается отсутствие потерь; при таком допущении к. п. д. зависит от качества материала конструкции и среды, окружающей антенну.

§ 5. Радиосвязь с космическими аппаратами

Энергетический расчет космической линии радиосвязи

Для расчета космической линии радиосвязи вводится понятие потерь при распространении. Потери при распространении — это отношение мощности, излучаемой передатчиком, к мощности, принимаемой приемной антенной. Потери при распространении в свободном пространстве

$$L_{\text{св}} = \frac{P_{\text{прд}}}{P_{\text{прм}}} = \left(\frac{4\pi r}{\lambda}\right)^2 \Big/ (D_{\text{прд}} \cdot D_{\text{прм}}), \qquad (239)$$

где $P_{\text{прд}}$ — мощность, излучаемая передатчиком; $P_{\text{прм}}$ — мощность, принимаемая антенной и выделяемая на нагрузке; $D_{\text{прд}}$ — коэффициент усиления передающей антенны; $D_{\text{прм}}$ — коэффициент усиления приемной антенны; r — расстояние между корреспондирующими пунктами; λ — длина волны, на которой осуществляется связь.

Основными потерями при распространении $L_{0\,\text{св}}$ называются потери при $D_{\text{прд}} = D_{\text{прм}} = 1$. В децибелах:

$$L_{\text{св}} = 20 \lg (4\pi r/\lambda) - D_{\text{прд}} - D_{\text{прм}}; \qquad (240)$$

$$L_{0\text{св}} = 20 \lg (4\pi r/\lambda), \qquad (241)$$

где $D_{\text{прд}}$, $D_{\text{прм}}$ — в децибелах.

Расчет значений $L_{0\,\text{св}}$ по формуле (241) приведен на графике (рис. 235). С учетом суммарного ослабления мощности, вносимого космической радиолинией в реальных условиях, уравнение (239) имеет вид:

$$L = \left(\frac{4\pi r}{\lambda}\right)^2 \Big/ (D_{\text{прд}} \cdot D_{\text{прм}} \cdot F), \qquad (242)$$

где F — коэффициент ослабления по мощности, обусловленный потерями, связанными с распространением радиоволн в различных средах (см. § 3 данной главы). В децибелах:

$$L_0 = 20 \lg (4\pi r/\lambda) - F\,\partial б. \qquad (243)$$

Окончательно расчет энергетики космической линии радиосвязи выполняется по формуле:

$$P_{\text{прд}}\,(\partial б,\, вт) + D_{\text{прд}}\,\partial б + D_{\text{прм}}\,\partial б = \\ = P_{\text{прм}\,\min}\,(\partial б,\, вт) + L_0\ \partial б, \qquad (244)$$

где $P_{\text{прм}\,\min}$ — чувствительность приемника (см. § 2 данной главы).

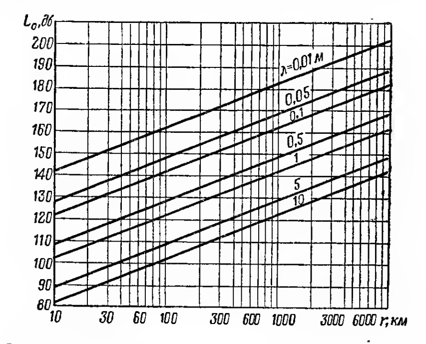


Рис. 235. Изменение основных потерь L_0 в зависимости от длины r линии связи и длины волны λ

Учет смещения частоты Доплера

Доплеровское смещение частоты

$$\Delta f_{\text{д}} = f_0 v_y / c,$$

где f_0 — частота передатчика, установленного на движущемся объекте; v_y — радиальная скорость движения передатчика относительно приемного пункта ($v_y = dr/dt$, где r — расстояние между объектами); c — скорость света.

В случае нахождения передатчика на поверхности планеты максимальное значение доплеровского смещения частоты

$$\Delta f_{\text{д}\,\max} = \frac{2f_0}{c}\,(\Omega r_{\text{пл}} + R_{\text{пл}}\Omega_{\text{пл}} + R_{\text{e}}\Omega_{\text{e}}), \qquad (245)$$

где $\Omega = \omega_{\text{пл}} - \omega_{\text{e}}$ — угловая скорость движения планеты относительно радиус-вектора Солнце — Земля» $\omega_{\text{пл}}$ и ω_{e} — угловые скорости движения планеты и Земли относительно Солнца; $r_{\text{пл}}$ — радиус орбиты планеты; $R_{\text{пл}}$ — радиус планеты; R_{e} — радиус Земли; $\Omega_{\text{пл}}$ — угловая скорость вращения планеты; Ω_{e} — угловая скорость вращения Земли.

Формула (245) выведена при следующих упрощениях: орбиты планет круговые; плоскости орбит плаиет совпадают с плоскостью орбиты Земли; оси вращения планет взаимно параллельны и ортогональны плоскости эклиптики.

Выбор частот для космической связи

Диапазон частот при связи наземных станций с космическими аппаратами ограничен: снизу — значением максимально принимаемой частоты для наземной связи (более низкие частоты, как правило, отражаются от ионосферы); эта частота зависит от времени года, суток, географического положения и фазы периода солнечной активности; среднее значение нижнего предела около 10 *Мгц*; сверху — поглощением в тропосфере; среднее значение верхнего предела около 10 *Ггц*. В табл. 76 приведены частоты, используемые для радиоастрономических и космических исследований, принятые на конференции МККР в Женеве в 1963 г.

Согласно всемирному распределению частот земной шар разделен на три области:

1. Европа, Африка, север и юг Атлантического океана.
2. Северная и Южная Америка, запад Атлантического океана и восток Тихого океана.
3. Азия, Австралия, Индийский океан и запад Тихого океана.

Таблица 76

Частоты для космических служб

[с — двухсторонняя (спаренная) связь; о — односторонняя связь]

Частота	Область применения
15,762—15,768 *Мгц*	Космические исследования (с)
18,030—18,036	Космические исследования (с)
30,005—30,010	Космические исследования (с) (опознавание спутников)
37,75—38,25	Радиоастрономия (с)
73,0—74,6	Радиоастрономия (о)
136—137	Космические исследования (телеметрия и сопровождение) (с — в областях 1 и 3; о — в области 2)
137—138	Метеорологические спутники, космические исследования (телеметрия и сопровождение), космос (телеметрия и сопровождение) (с)
143,60—143,65	Космические исследования (телеметрия и сопровождение) (с)
149,90—150,05	Радионавигация на спутниках (о)
267—273	Космос (телеметрия)
399,90—400,05	Радионавигация на спутниках (о)
400,05—401,00	Метеорологические спутники (передача телеметрии), космические исследования (телеметрия и сопровождение) (с)
401—402	Космос (телеметрия) (с)
460—470	Метеорологические спутники (с)
1,400—1,427 *Ггц*	Радиоастрономия (о)
1,427—1,429	Космос (передача команд) (с)
1,525—1,535	Космос (телеметрия) (с)
1,535—1,540	Космос (телеметрия) (о)
1,660—1,670	Метеорологические спутники (с)
1,6644—1,6684	Радиоастрономия (с)
1,690—1,700	Метеорологические спутники (с)
1,700—1,710	Космические исследования (телеметрия и сопровождение) (с)
1,770—1,790	Метеорологические спутники (с)
2,290—2,300	Космические исследования (телеметрия и сопровождение в дальнем космосе) (с)
2,690—2,700	Радиоастрономия (о)
3,400—4,200	Система связи на спутниках (от спутника к Земле) (с)
4,400—4,700	Система связи на спутниках (от спутника к Земле) (с)
4,900—5,000	Радиоастрономия (с — в областях 1 и 3, о — в области 2)

Продолжение

Частота	Область применения
5,250—5,255 *Ггц*	Космические исследования (с)
5,670—5,725	Космические исследования (дальний космос) (с)
5,725—5,850	Система связи на спутниках (от Земли к спутнику) (только в областях 1 и 2) (с)
5,850—5,925	Система связи на спутниках (от Земли к спутнику) (только в областях 1 и 3) (с)
5,925—6,425	Система связи на спутниках (от Земли к спутнику) (с)
7,250—7,300	Система связи на спутниках (от спутника к Земле) (о)
7,300—7,750	Система связи на спутниках (с)
7,900—7,975	Система связи на спутниках (от Земли к спутнику) (с)
7,975—8,025	Система связи на спутниках (от Земли к спутнику) (о)
8,025—8,400	Система связи на спутниках (от Земли к спутнику) (с)
8,400—8,500	Космические исследования (с — в областях 1 и 3, о — в областях 2)
10,68—10,7	Радиоастрономия (о)
14,3—14,4	Радионавигация на спутниках (о)
15,25—15,35	Космические исследования (о)
15,35—15,4	Радиоастрономия (о)
19,3—19,4	Радиоастрономия (о)
31,0—31,3	Космические исследования (с)
31,3—31,5	Радиоастрономия (о)
31,5—31,8	Космические исследования (с — в областях 1 и 3, о — в области 2)
31,8—32,3	Космические исследования (с)
33,0—33,4	Радиоастрономия (только в области 1) (с)
34,2—35,2	Космические исследования (с)

Согласно рекомендации X пленарной ассамблеи МККР частоты от 100 *Мгц* до 1 *Ггц* будут использоваться в основном для связи с космическими аппаратами на небольшой высоте, особенно в случаях, когда на КА или на земной станции будут применяться антенны с широким лучом или ненаправленные антенны; частоты от 1 до 10 *Ггц* будут использоваться при применении направленных антенн и широкополосных линий (система слежения высокой точности или телевизионная передача).

§ 6. Системы связи с помощью спутников и Луны

Виды системы связи с помощью ИСЗ

Возможны два вида связи — активная и пассивная ретрансляция

Активная ретрансляция может быть мгновенной (с учетом времени прохождения радиоволн) и задержанной (с запоминанием сигнала на борту спутника). Первый способ применяется, когда спутник (ИСЗ-1, рис. 236) виден одновременно из пунктов *А* и *Б*. Если спутник не виден одновременно из обоих пунктов связи, применяют задержанную ретрансляцию.

При пассивной ретрансляции ИСЗ является простым отражателем, поэтому должен одновременно наблюдаться из обоих пунктов связи. Энергетические затраты при пассивной ретрансляции значительно выше, чем при активной, однако она более надежна (на ИСЗ нет ретрансляционного оборудования), широкополосна и дает возможность осуществлять многоканальную одновременную связь без взаимных помех.

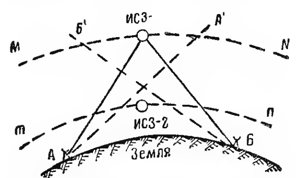


Рис. 236. Пояснение принципа радиосвязи с помощью ИСЗ

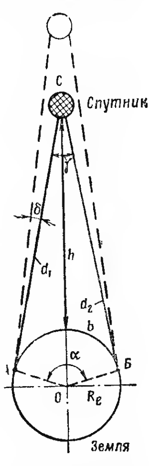


Рис. 237. Определение области видимости ИСЗ:

b — область перекрытия; $d_1 = d_2$ — дальность связи; h — высота спутника; R_e — радиус Земли; δ — угол возвышения антенны

Параметры линии связи, проходящей через ИСЗ

При ненаправленной антенне ретранслированные со спутника сигналы могут быть приняты на поверхности Земли в любых точках, лежащих в пределах угла γ (рис. 237). Область перекрытия спутником поверхности Земли определяется дугой $АБ=b$. С учетом минимального угла возвышения антенны относительно горизонта та же область перекрытия будет достигнута при большей высоте h спутника. Как видно из рис. 237,

$$\left.\begin{aligned} \gamma &= 2 \arcsin \frac{R_e}{R_e + h}; \\ d_1 &= d_2 = \sqrt{h(2R_c + h)}; \\ \alpha &= 180^\circ - \gamma; \; b = \alpha\pi R_e/180^\circ, \end{aligned}\right\} \qquad (246)$$

где R_e — средний радиус Земли (6371 *км*).

Для определения параметров γ, b и d строят графики (рис. 238).

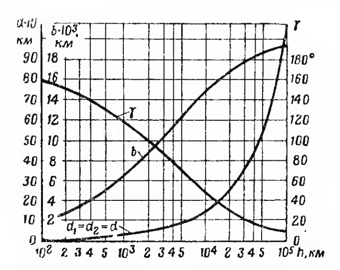


Рис. 238. Изменение параметров линии связи (γ, b, d) в зависимости от высоты h орбиты

Время радиовидимости спутника с заданной территории рассчитывается для точек на границе данной территории. Спутник виден из точки

наблюдения A (рис. 237), если выполняется условие: $\angle CAO \geqslant 90 + \delta_{min}$. Расстояние между спутником и точкой наблюдения при δ_{min}

$$d_{max} = \sqrt{r^2 - R_e^2 \cos^2 \delta_{min}} - R_e \sin \delta_{min}, \qquad (247)$$

где r — геоцентрический радиус-вектор спутника ($r = h + R_e$); R_e — радиус Земли.

В любой момент времени спутник виден из точки наблюдения A, если выполняется условие $d \leqslant d_{max}$. Время видимости спутника с наземной станции определяется по формуле (67) и графикам (см. рис. 53 и 54).

Количество спутников для круглосуточной связи на заданной территории. Здесь возможны два случая: 1) орбиты спутников синфазны относительно друг друга; при соответствующем расположении спутников практически круглосуточная связь будет обеспечена, если включить в систему $n = 100/t_{вид}$ спутников, где $t_{вид}$ — среднее время радиовидимости в % от периода обращения; 2) орбиты спутников идентичны, но не синфазны, а спутники имеют случайное распределение в пространстве; в этом случае число спутников

$$n = \lg \hat{P}_{доп} / \lg \left(1 - \hat{P}_1\right), \qquad (248)$$

где $\hat{P}_1$ — вероятность того, что спутник будет в области видимости с двух наземных пунктов (отношение среднего значения времени, в течение которого спутник будет на видимой части орбиты, к периоду обращения), $\hat{P}_{доп}$ — допустимая вероятность перерывов связи.

Если несколько спутников движутся по несинхронным орбитам, вероятность того, что хоть один из них будет в области видимости с двух наземных пунктов, т. е.

$$\hat{P} = 1 - (1 - \hat{P}_1)^n. \qquad (249)$$

При $\hat{P}_1 = 0{,}2$ вероятность появления ИСЗ в области видимости уже достаточно велика, если число спутников 4 и более (рис. 239).

Круглосуточная связь на территориях, примыкающих к Северному полюсу. Для создания системы связи, обеспечивающей круглосуточную радиоосвещенность территории, например, се-

вернее 62° с. ш., целесообразно использовать спутники на вытянутых эллиптических орбитах с апогеем в северном полушарии. Два спутника, запущенные на эллиптическую

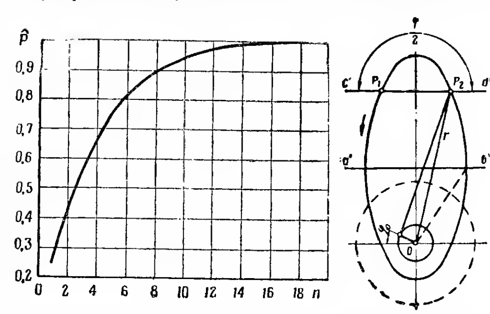


Рис. 239. Изменение вероятности $\hat{P}$ появления ИСЗ в области его видимости или с двух наземных пунктов в зависимости от числа n спутников (вероятность того, что один спутник будет в этой области $\hat{P}_1 = 0{,}2$)

Рис. 240. Система связи из двух спутников на эллиптической орбите: φ_0 — широта точки наблюдения; T — период обращения спутника

орбиту с параметрами: наклонение $i = 64°$, высота апогея $h_a = 23000$ *км*, высота перигея $h_п = 500$ *км* и угол возвышения наземной антенны $\delta_{min} = 10°$, решат эту задачу, если они сфазированы так, что в момент захода первого спутника в точке P_1 (рис. 240) восходит второй спутник в точке P_2 (спутники разделены промежутком времени, равным половине периода T). Наклонение $i = 64°$ обеспечивает минимальную скорость ухода апогея в плоскость орбиты (не более 5° в год).

Спутник в районе апогея движется медленнее, поэтому ось симметрии времени $c'd'$ смещена относительно оси симметрии эллипса $a'b'$. Такой системе не нужны наземные пункты ретрансляции. С увеличением высоты апогея расширяется граница зоны одновременной видимости.

Глобальная система связи на базе трех стационарных спутников

Стационарным называется спутник на экваториальной орбите с периодом обращения, равным периоду обращения Земли, и высотой $h=35900$ *км*. Три стационарных спутника, имеющие равномерное распределение с интервалом 120°, обеспечивают «радиоосвещение» 98% площади

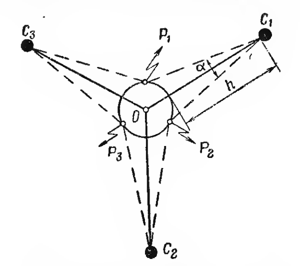


Рис. 241. Система связи из трех стационарных спутников C_1, C_2, C_3 (P_1, P_2, P_3 — наземные станции; α — ширина диаграммы направленности антенны ИСЗ)

земной поверхности, за исключением областей выше 62—76°,5 с. ш. (при $\delta_{min}=5°$). Для охвата заданной части земной сферы антенны спутников должны иметь ширину диаграмм направленности $\alpha=18°$. Максимальное расстояние от наземной станции до спутника равно 42200 *км* (рис. 241).

Энергетический расчет линий связи, проходящих через ИСЗ

При пассивной ретрансляции мощность на входе приемника

$$P_{\text{прм}} = \frac{P_{\text{прд}} q^2 \pi \sigma \chi}{64\lambda^2} \left(\frac{D_{\text{прд}} D_{\text{прм}}}{d_1 d_2} \right)^2, \qquad (250)$$

где $P_{\text{прд}}$ — мощность передатчика, *вт*; q — коэффициент использования поверхности антенны (0,6—0,8); σ — эффективная отражающая поверхность ретранслятора, $м^2$; χ — коэффициент отражения (0,8—0,9); d_1, d_2 — расстояния Земля — спутник и спутник — Земля соответственно, *м*; $D_{\text{прд}}$, $D_{\text{прм}}$ — диаметры передающей и приемной антенн, *м*. Для надувного пассивного ретранслятора («Эхо-1»), выполненного из металлизированной фольги, $\chi=1$.

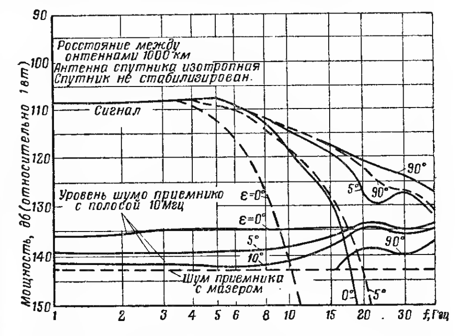


Рис. 242. Изменение величины сигнала и шума на входе наземного приемника в зависимости от частоты f (при активной ретрансляции):

——— спокойная атмосфера; — — — «сильные» дожди на протяжении 1 *км* (ε — угол места КА)

Мощность бортового передатчика 1 *вт*; диаметр наземной антенны 20 *м*; расстояние до ИСЗ 1000 *км*

При активной ретрансляции и при правильно выбранной частоте (см. § 5 данной главы) необходимая мощность передатчика определяется по формуле (218) для радиолинии спутник — Земля.

На рис. 242 приведены графики изменения сигнала и шума на входе приемного устройства, а в табл. 77 и 78 — расчетные параметры и характеристики некоторых систем связи с использованием ИСЗ.

Таблица 77

Некоторые характеристики линий связи, проходящих через ИСЗ

Наименование характеристик	Пассивный отражатель диаметром 30 *м*		Маломощный ретранслятор (1 *вт*)				Ретранслятор средней мощности (100 *вт*)				
Род работы	Связь между двумя пунктами	Связь между двумя пунктами	Связь между двумя пунктами	Связь с подвижным объектом	Связь между двумя пунктами	Связь между двумя пунктами	Связь между двумя пунктами	Связь с подвижным объектом	Связь с подвижным объектом	Связь между двумя пунктами	ЧМ радиовещание
Вид орбиты	Полярная	Экваториальная	Полярная	Полярная	Экваториальная	Экваториальная	Полярная	Полярная	Экваториальная	Экваториальная	Экваториальная
Высота орбиты, *км*	4000	35625	4000	4000	35625	35625	4000	4000	35625	35625	35625
Период, *ч*	3	24	3	3	24	24	3	3	24	24	24
Относительное время	0,15	1,0	0,15	0,15	1,0	1,0	0,15	0,15	1,0	1,0	1,0
Вес спутника, *кг*	90	90	22,5—45	22,5—45	22,5—45	450	450	450	450	450	450
Ширина полосы пропускания, *кгц*	4000	1,0	4000	10	100	1700	100000	400	10	8000	250
Отношение сигнал/шум, *дб*	20	20	24	20	24	24	24	20	20	24	24
Частота, *Мгц*	2000	2000	400	400	400	400	400—2000	400—2000	400—2000	400—2000	100
Диаметр наземной передающей антенны, *м*	76	76	8,5	8,5	8,5	8,5	8,5	8,5	8,5	18	18
Мощность наземного передатчика, *вт*	10000	10000	100	100	500	3000	100	100	500	500—1000	1000
Данные наземной приемной антенны	Диаметр 76 *м*	Диаметр 76 *м*	Диаметр 18 *м*	0,9 $м^2$	Диаметр 18 *м*	Диаметр 18 *м*	Диаметр 8,5 *м*	0,36 $м^2$	0,36 $м^2$	Диаметр 18 *м*	0,9 $м^2$
Шумовая температура наземного приемника, K°	30	30	100	300	100	100	100	300	300	100	600
Необходимое количество спутников, шт.	10—20	1	10—20	10—200	1	1	10—20	10—20	1	1	1

Таблица 78

Основные характеристики спутников связи (США)

Наименование характеристики	Тип спутника связи			
	Тельстар-1	Реле-1	Синком-2	Курьер-1В
Время запуска	10 июля 1962 г.	13 декабря 1962 г.	26 июля 1963 г.	4 октября 1960 г.
Решаемые задачи	Отработка аппаратуры дальней связи. Измерение интенсивности радиоактивного излучения в космосе	Определение возможностей активных систем космической связи и режимов работы аппаратуры в условиях космоса	Проверка возможности создания системы связи с помощью синхронного спутника	Определение возможности использования спутников для глобальной связи. Ретрансляция с задержкой во времени
Параметры орбиты:			Синхронная орбита высотой 35680 *км*	Круговая орбита
апогей, *км*	4800	7380		1300
перигей, *км*	800	1310		28
наклонение, *град*	45	47,4		109
период обращения, *мин*	156,8	185		
Коррекция положения оси спутника	Системой магнитной стабилизации, включаемой с Земли	Системой магнитной стабилизации, включаемой с Земли	—	—
Метод стабилизации спутника	Вращением вокруг своей оси со скоростью 180 *об/мин*	Вращением вокруг своей оси со скоростью 160 *об/мин*	Вращением вокруг своей оси	Вращением вокруг оси
Конструкция спутника	Шар диаметром 87 *см*, состоящий из 72 плоских граней. Вес 77 *кг*	Составлен из 8-гранной призмы и пирамиды. Основание 74 *см*, высота 130 *см*, вес 78 *кг*	Цилиндр: диаметр — 71 *см*; высота — 58 *см*; вес — 35 *кг*	Сфера: диаметр — 130 *см*; вес — 230 *кг*
Возможности канала передачи информации	Один телевизионный канал, или 600 симплексных телефонных, или 60 дуплексных телефонных каналов	Один телевизионный канал, или 300 симплексных телефонных, или 12 дуплексных телефонных, телеграфный и фототелеграфный каналы		Телеграфные сообщения со скоростью 55000 *дв. ед./сек* и полудуплексный телефонный канал
Частоты каналов связи, *Мгц*:				
спутник — Земля } ретрансляция	4170	4170	1814,16	2200
Земля — спутник } ретрансляция	6390	1725	7361,63	2000

Продолжение

Наименование характеристики	Тип спутника связи			
	Тельстар-1	Реле-1	Синком-2	Курьер-1В
радиолиния телеметрии	136	136	136	108
радиолиния передачи команд	120	148	148	140
радиомаяк системы слежения	136	136 *Мгц* и 4080 *Мгц*	136	108
Мощность передатчика-ретранслятора, *вт*	2,5	9	2	1,5
Тип бортовой антенны				
для ретрансляции	Экваториальная щелевая	Специальная антенна с круговой поляризацией	Коаксиальная щелевая решетка	Две щелевые пластинчатые антенны
для радиолиний передачи телеметрии, команд и радиомаяка	Проволочная спираль	Четыре излучающие системы, расположенные на поверхности	Турникетного типа из двух параллельных вибраторов	—
Длительность сеанса связи между США и Европой, *мин*	20	70	—	—
Источники питания	Никель-кадмиевые аккумуляторы — 19 элементов. Солнечная батарея из 3600 элементов мощностью 15 *вт*	Кадмиевоникелиевые аккумуляторы — 20 элементов емкостью по 3 *ач* каждый. Солнечная батарея из 8216 элементов мощностью 60 *вт*	Кадмиевоникелиевые аккумуляторы. Солнечная батарея из элементов мощностью 25 *вт*	Никелькадмиевые аккумуляторные батареи — 44 элемента. Солнечная батарея иэ 19152 элементов
Количество элементов радиоаппаратуры:				
полупроводниковые диоды	1464	1954		
полупроводиковые триоды	1064	875		
Результаты эксперимента	Осуществлена первая передача телевизионных сигналов из США в Европу	Осуществлено 500 сеансов связи между отдаленными пунктами	Осуществлялась связь между пунктами: бухта Лагос — США, США — Нигерия, бухта Лагос — Калифорния и др.	Эксперименты по задержанию и мгновенной ретрансляции телеграфных и телефонных сообщений проведены успешно

В составе бортовой аппаратуры на ИСЗ могут быть:

— ретранслятор без обработки информации или сигнала на борту спутника (изменения вида или параметров модуляции и т. д.);

— ретранслятор с совместным использованием бортового приемопередающего комплекса для связи, телеуправления, телеметрии и слежения (рис. 243);

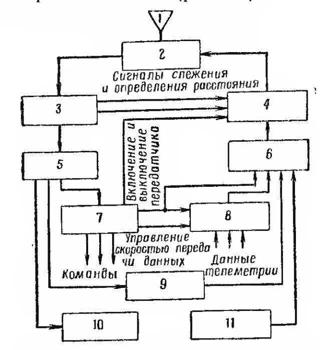


Рис. 243. Схема ретранслятора с общей системой слежения, телеметрии, телеуправления и связи:

1 — антенна; *2* — переключатель; *3* — приемник; *4* — передатчик; *5* — разуплотнение каналов; *6* — уплотнение каналов; *7* — декадирование команд; *8* — кодирование телеметрии; *9* — телефонные сигналы; *10* — данные с Земли; *11* — видеосигналы

— ретранслятор с демодуляцией и совмещением систем связи, телеуправления и телеметрии.

Радиосвязь за счет отражения сигналов от Луны

При использовании Луны как ретранслятора необходимо учитывать особенности характеристик отраженных

от Луны сигналов: 1) быстрые замирания со значительной глубиной и длительностью 0,1—2 *сек*; распределение амплитуд — по закону Релея; 2) медленные замирания длительностью от 10 *мин* до 2 *час*; 3) ограничения в полосе пропускания; 4) запаздывание сигнала на 2,5 *сек*.

Максимальный доплеровский сдвиг частоты, имеющий место из-за либрации Луны

$$\Delta f_{д} = \pm f_0 l_t R_{Л}/c, \qquad (251)$$

где f_0 — несущая частота; l_t — либрация Луны; $R_{Л}$ — радиус диска Луны; c — скорость света.

Максимальная скорость замираний

$$F_{зам} = 2f_0 l_t R_{Л}/3c = 2\Delta f_{д}/3. \qquad (252)$$

Ограничение полосы пропускания ретранслируемых сигналов обусловлено шарообразностью Луны. Отраженный сигнал растягивается (рис. 244), а 80% энергии отраженного сигнала принимается в первые 120 *мксек*.

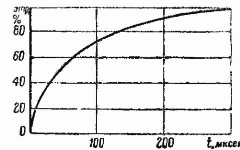


Рис. 244. Изменение относительного распределения энергии $E_{отр}$ отраженного Луной сигнала (в процентах от полной энергии импульса)

При непрерывном излучении и при передаче импульсов, длительность которых превышает 200 *мксек*, потери при распространении

$$L = \frac{4r_{Л}\lambda^2}{A_{прд}A_{прм}\chi_1 R_{Л}}, \qquad (253)$$

где $A_{прд}$ и $A_{прм}$ — эффективные площади антенн; χ_1 — коэффициент отражения (для Луны $\chi_1 = 0,1$); $r_{Л}$ — расстояние до Луны.

Вместо формулы используют для расчета график (рис. 245)

Для лунной линии связи мощность передатчика

$$P_{\text{прд}} = P_{\text{прм}\,\min} + L, \tag{254}$$

где $P_{\text{прм}\,\min}$ — чувствительность приемника (см. § 2 данной главы).

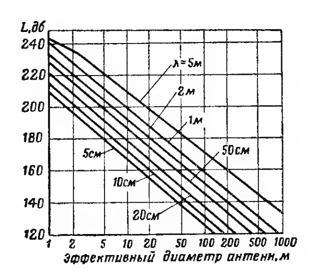


Рис. 245. Изменение потерь L при распространении радиоволн в лунных линиях связи в зависимости от эффективного диаметра зеркала антенны и длины волны λ

Время одновременной видимости Луны из двух или нескольких корреспондирующих пунктов на Земле определяется по Астрономическому календарю за соответствующий год.

§ 7. Способы передачи информации и оценка эффективности системы связи

Для передачи информации применяют различные методы (табл. 79).

На систему связи воздействуют возмущения (помехи), искажающие сигнал.

Аддитивные помехи воздействуют на приемник независимо от сигнала и даже тогда, когда сигнал на входе приемника отсутствует. В этом случае сигнал на выходе канала связи

$$X(t) = S(t) + N(t), \tag{255}$$

где $S(t)$ — полезный сигнал; $N(t)$ — помеха (расчет мощности помех см. в § 2 данной главы).

Мультипликативные помехи обусловлены случайными изменениями параметров канала; они связаны с процессом прохождения сигнала по каналу и поэтому проявляются лишь при наличии сигнала в системе связи (например, замирание сигнала при распространении радиоволн). В этом случае сигнал на выходе канала

$$X = \nu(t)\, S(t),$$

где $\nu(t)$ — случайная величина.

Система связи оценивается тем, какую точность передачи сообщений она обеспечивает и какое количество информации при этом можно передать.

Пропускная способность канала связи определяется формулой Шеннона:

$$C = F \log_2 \left(1 + \frac{P_{\text{с}}}{P_{\text{п}}}\right) \text{ дв. ед./сек}, \tag{256}$$

где F — полоса пропускания канала; $P_{\text{с}}$ — мощность полезного сигнала; $P_{\text{п}}$ — мощность помехи.

В качестве основных характеристик систем связи приняты помехоустойчивость и эффективность.

Помехоустойчивость системы связи при передаче непрерывных сообщений характеризуют величиной выигрыша системы

$$B = (P_{\text{с}}/P_{\text{п}})_{\text{вых}}/(P_{\text{с}}/P_{\text{п}})_{\text{вх}}. \tag{257}$$

Более полный показатель — обобщенный выигрыш системы

$$B' = B\Delta f_{\text{вх}}/\Delta f_{\text{вых}}, \tag{258}$$

где $\Delta f_{\text{вх}}$ и $\Delta f_{\text{вых}}$ — полосы частот, в которых измерены мощности на входе и выходе приемника соответственно.

Таблица 79

Основные характеристики видов связи

Вид связи	Диапазон частот	Антенна. Коэффициент усиления (*D*). Диаметр (∅)	Полоса частот	Модуляция	Мощность передатчика	Дальность связи, *км*	Надежность	Применение	Уровень помех	Состояние
Связь посредством тропосферного рассеяния	30—8000 *Мгц*	Параболоид. *D* до 40 *дб*. ∅ до 36 *м*	10 *Мгц*	ЧМ или АМ	1—50 *квт*	50—800	Очень высокая (до 99,99%)	В широкополосных системах дальней связи	Низкий	Существует несколько работающих систем
Связь с помощью ионосферного рассеяния	25—60 *Мгц*	Уголковый отражатель. *D* = 20 *дб*	8—10 *кгц*	ЧМ	10—50 „	1000—2000	Достаточно высокая (95—98%)	В узкополосных военных и коммерческих линиях связи	Главным образом космические	Уже есть в эксплуатации, но заменяется широкополосной
Обратное рассеяние на неоднородностях в полярных сияниях	30—1000 *Мгц*	Управляемая антенна типа волновой канал	Телеграфный канал со скоростью 160 *слов/мин*	ЧМ	До 10 „	До 1300	Достаточно высокая	В системе связи с малой скоростью передачи информации	—	Ранняя стадия исследования и разработок
Распространение радиоволн посредством отражения от Луны	30—10000 *Мгц*	Параболоид. ∅ до 100 *м*	До 10 *кгц*	ЧМ	До 50 „	До 20000	Очень высокая	В коммерческих и военных линиях связи	Очень малы	Имеется несколько экспериментальных систем
Связь с помощью пассивных спутников-ретрансляторов	30—10000 *Мгц*	Следящая с большой направленностью. *D* = 60 *дб*	Сотни мегагерц	ЧМ или КИМ	До 50 „	8000—13000	Высокая с большим количеством ИСЗ	Коммерческие и военные линии связи	Очень малы	Испытаны реальные системы связи
Связь с помощью активных спутников-ретрансляторов	30—10000 *Мгц*	Параболоид. *D*=20—50 *дб*	„	ЧМ и др.	100 *вт* на Земле; 10 *вт* на ИСЗ	До 16000	Проблема не решена	Коммерческие и военные линии связи	Очень малы	Существуют реальные системы связи
Системы связи с помощью ракет	100—10000 *Мгц*	Диполь	50 *кгц*	АМ или импульсная	50—1500 *вт*	4800—8000	Может быть очень высокой	Аварийные системы связи	—	Проведены предварительные эксперименты

Продолжение

Вид связи	Диапазон частот	Антенна. Коэффициент усиления (*D*). Диаметр (∅)	Полоса частот	Модуляция	Мощность передатчика	Дальность связи, *км*	Надежность	Применение	Уровень помех	Состояние
Распространение радиоволн по магнитоионным волноводам	0,01 *Мгц*	Вертикальный излучатель	До 50 *гц*	Не определена	1—50 *квт*		Высокая	Между определенными точками северного и южного полушарий	—	Ранняя стадия исследований
Оптические системы связи	0,8—0,4 *мк*	Оптическая система D=20000—30000	1 *Ггц*	АМ	100 *вт* для линии Марс-Земля	Почти не ограничена	Очень высокая	Связь между космическими кораблями	—	То же
Инфракрасные системы связи	0,75—300 *мк*	То же	10 *Мгц*	КИМ и ЧМ	То же	То же	То же	Космические системы связи		Предварительные исследования
Ультрафиолетовые системы связи	0,4—3×$\times 10^{-4}$ *мк*	„	10 *Мгц*	КИМ и ЧМ	до 100 *квт*	150—200	„	Дальняя связь со средней скоростью передачи информации	—	Предварительные исследования
Метеорная радиосвязь	50—100 *Мгц*	Антенна типа волновой канал	300—400 *кгц*		1—50 *квт*	1600—2400	„	С малой скоростью передачи информации	—	Исследования и ограниченные разработки

При передаче дискретных сообщений точность воспроизведения определяется вероятностью ошибки $\hat{P}_{\text{ош}}$.

В качестве меры точности воспроизведения принимают логарифм величины, обратной вероятности ошибки:

$$\hat{Q} = 10 \lg \hat{P}_{\text{ош}}^{-1} = -10 \lg \hat{P}_{\text{ош}}. \qquad (259)$$

Эффективность системы связи оценивается совокупностью коэффициентов, характеризующих использование основных параметров канала связи.

Коэффициент использования мощности сигнала или эффективность системы связи

$$\beta_{\text{эф}} = E_{\min}/\sigma_{\text{п}}^2 = P_{\min}/(\sigma_{\text{п}}^2 H), \qquad (260)$$

где $E_{\min}$ — минимум полученной энергии, приходящейся на одну двоичную единицу передачи информации; $P_{\min}$ — минимальная мощность сигнала в месте приема, *вт*; $\sigma_{\text{п}}$ — спектральная плотность мощности помех, *вт/гц*; H — скорость передачи информации, *дв. ед./сек*.

$$H = F_m \log_2 [1 + (P_{\text{с}}/P_{\text{п}})_{\text{вых}}], \qquad (261)$$

где F_m — полоса частот передаваемого сообщения (обычно равна полосе пропускания приемника по низкой частоте).

Нижняя граница $\beta_{\text{эф}} = \ln 2 = 0{,}693$.

Коэффициент использования полосы частот канала

$$\alpha_f = \Delta f_{\text{вх}}/H, \qquad (262)$$

где $\Delta f_{\text{вх}}$ — полоса частот на входе приемника, *гц*.

Коэффициент использования пропускной способности канала или эффективность канала связи (информативный к. п. д.)

$$\eta = H/C, \qquad (263)$$

где C — пропускная способность канала связи.

Коэффициенты, характеризующие эффективность системы, связаны между собой:

$$\beta_{\text{эф}} = \frac{P_{\min}}{\sigma_{\text{п}}^2 H} = \frac{P_{\min}}{\sigma_{\text{п}}^2 F} \cdot \frac{F}{H} = \frac{P_{\text{с}}}{P_{\text{п}}} \cdot \alpha. \qquad (264)$$

Из графиков, приведенных на рис. 246 и 247, видно, что при заданной скорости передачи информации ортогональные системы требуют наименьшей энергии и хорошо приближаются к теоретическому пределу, установленному в теории Шеннона о пропускной способности канала связи.

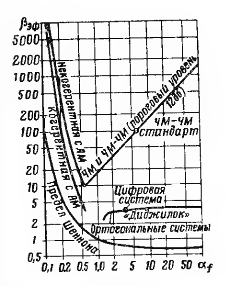


Рис. 246. Изменение эффективности $\beta_{\text{эф}}$ различных систем связи в зависимости от коэффициента α_f использования полосы частот канала

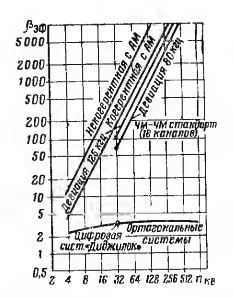


Рис. 247. Изменение эффективности $\beta_{\text{эф}}$ различных систем связи в зависимости от числа уровней квантования $n_{\text{кв}}$ при передаче дискретных данных

Почти на всех космических кораблях должны быть установлены три основные линии связи: телеметрии, слежения и телеуправления.

Технические характеристики линий связи этих систем значительно отличаются в деталях друг от друга. Однако на основании опыта возможно составить таблицу основных характеристик нескольких типов систем. В табл. 80 приведены характеристики экспериментальных линий связи между Землей и спутниками, находящимися на различных орбитах и выполняющих разные задачи.

Таблица 89

Характеристики линий связи между Землей и спутниками

Наименование характеристик	Типичный спутник на небольшой высоте	Спутник на лунной орбите (для передачи телевидения)	Спутник для посадки на Луну с телевизионной аппаратурой	Спутник на орбите Марса (для фототелеграфных передач)	Зонд, запущенный на границу солнечной системы
Дальность, *км*	10^3—10^4	$4 \cdot 10^5$	$4 \cdot 10^5$	$4 \cdot 10^8$	$4 \cdot 10^{10}$
Земная антенна:					
усиление, *дб*	25	50	60	60	60
диаметр, *м*	12	26	76	76	76
Антенна спутника:					
площадь, $м^2$	0,18	3,5	3,3	25	25
ширина луча	Ненаправлен	3°	$4^\circ,7$	$1^\circ,2$	$1^\circ,2$
Температура земной системы, °K	300—400	125	225	25	25
Мощность, излучаемая спутником, *вт*	0,1—10	20	10	150	150
Частота, *Ггц*	0,2	2,3	2,3	2,3	2,3
Ширина видеополосы при отношении сигнала к шуму 30 *дб*, *гц*	10^3—$2 \cdot 10^6$	10^6	10^6	$2,5 \cdot 10^3$	—
Ширина видеополосы при отношении сигнала к шуму 20 *дб* (кодированная передача), *гц*	Не используется	10^7	10^7	$2,5 \cdot 10^4$	2,5
Время, необходимое для достижения места назначения	—	3 дня	3 дня	200 дней	6 лет (электрические двигатели)

Глава 17

РАДИОТЕЛЕМЕТРИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

§ 1. Основные характеристики радиотелеметрических систем

Радиотелеметрическая система (РТС) — это совокупность приборов и устройств, с помощью которых обеспечивается передача измеряемых величин по радио из одного пункта и их регистрация в другом пункте. РТС служат для передачи результатов измерений с самолетов, ракет и космических аппаратов. Наиболее характерными для РТС являются следующие показатели.

Число каналов $N_к$. Для передачи n измерений (параметров) с ракеты или КА необходимо $N_к$ информационных каналов. Под информационным понимается канал, на вход которого подключается сигнал с одного датчика, т. е. в этом случае $N_к = n$. В радиотелеметрии для одновременной передачи информации $N_к$ каналов используется, как правило, одна радиолиния (многоканальная система передачи).

Способ разделения каналов. Многоканальные РТС делятся на системы: с частотным разделением каналов (ЧРК), с временным разделением каналов (ВРК), с кодовым разделением каналов (КРК), с комбинированным разделением (селекцией) каналов. В системах с комбинированной селекцией могут использоваться все приведенные выше способы разделения каналов. Наиболее широкое применение находят системы с ВРК и ЧРК.

Система модуляции. Обычно в РТС применяют две или три ступени модуляции. В первом случае сигнал датчика модулирует гармоническую (или импульсную) поднесущую, а поднесущая в свою очередь модулирует несущую частоту. Во втором случае имеют место две ступени модуляции на поднесущих, третья ступень — модуляция несущей.

При сокращенном обозначении системы модуляции принято вначале характеризовать систему модуляции в каналах, а затем метод модуляции несущей частоты. Например, КИМ-ФМ (КИМ — первичная модуляция, а ФМ — вторичная) или ЧМ-ЧМ, АМ-АИМ-АМ и т. п.

В системах с ЧРК на любой ступени используют все виды непрерывной модуляции гармонических колебаний: амплитудную (АМ), частотную (ЧМ) и фазовую (ФМ). В системах с ВРК находят применение импульсные виды модуляции: амплитудно-импульсная (АИМ), широтно-импульсная (ШИМ), фазово-импульсная (ФИМ) и кодово-импульсная (КИМ).

Погрешности телеизмерений. При многоканальной передаче измерений возникают погрешности, вносимые различными источниками: погрешности аппаратуры (датчиков, элементов схемы и др.); искажения в радиолинии, вызванные влиянием соседних каналов (переходные и перекрестные искажения); влияние внешних шумов на радиолинию и др.

Требуемая точность измерений определяется видами исследований; при качественной оценке параметра допустима среднеквадратическая ошибка, приведенная к шкале $\gamma=10-30\%$; при количественной оценке параметра $\gamma=1-3\%$; при научных исследованиях ошибка $\gamma=0,1-0,3\%$.

Максимальная ширина частотного спектра измеряемого параметра (F_m). По ширине частотного спектра измеряемого параметра различают: медленно меняющиеся параметры, у которых F_m составляет единицы герц (например, температура, давление), и быстроменяющиеся параметры, у которых F_m составляет сотни герц (например, частота вибраций).

Частота опроса параметров при ВРК (F_0) — количество опросов параметра (канала) в секунду. Согласовывается со скоростью изменения параметра (максимальной частотой в его спектре F_m). При этом необходимо выполнение условия: $F_0 \geqslant 2F_m$ (теорема Котельникова).

Эффективность РТС характеризуется числом измерений в секунду — $N_к F_0$ — или информационной полосой

$$B_{РТС} = \sum_{i=1}^{i=N_к} F_{i\,max}\ гц, \qquad (265)$$

где $F_{i\,max}$ — максимальная ширина спектра информации, которая может быть передана через i-й канал. От эффективности зависит информативность различных групп РТС (табл. 81).

Таблица 81

Характеристика эффективности РТС

Группа РТС	Число каналов	Максимальная ширина спектра информации, *гц*	Информационная полоса, *гц*
Малой эффективности	30—40	10—15	300—600
Средней эффективности	14—18	300—500	4200—9000
Высокой эффективности	30—40	300—500	9000—20000

Значение поднесущих и несущих частот, применяемых в РТС. Для телеметрических систем США принят стандарт разбиения гармонических поднесущих частот $F_п$ в диапазоне от 400 *гц* до 70 *кгц*. Диапазоны несущих частот для телеметрической аппаратуры, используемые в США, также ограничены (табл. 82).

Таблица 82

Характеристики несущих частот для телеметрической аппаратуры (США)

Диапазон несущих частот, *Мгц*	Разнос каналов, *кгц*	Максимальная девиация, *кгц*	Допустимая нестабильность, %	Максимальная мощность передатчика, *вт*
216—260	500	±125	0,01	1000
1435—1535	1000	±125 и ±1400	0,005	Максимально необходимая для связи
2200—2300	1000	±125 и ±1400	0,005	То же

Шкала измерений параметра определяется разностью между максимальным и минимальным значениями первичного сигнала (на входе РТС). Для

РТС, применяемых в США, она составляет 0—200 *мв* (низкий уровень сигнала) или 0—5 *в* (высокий уровень сигнала).

Способы регистрации и обработки информации. По характеру носителя информации ее регистрация может быть осуществлена на фотопленке (фотобумаге), магнитной ленте, перфорированной ленте, перфорированных картах, материале, обеспечивающем получение видимой записи (например, при помощи электрографии, феррографии), бумажной ленте (чернилами) и т. д.

Обработка радиотелеметрической информации осуществляется как вручную, так и с помощью ЭЦВМ.

Дальность передачи результатов измерений. Современные РТС способны передавать телеметрическую информацию с расстояний от тысяч километров (передача данных с ИСЗ) до сотен миллионов километров (передача данных с АМС, летящих к Марсу или Венере).

Параметры радиолинии. К ним относятся мощность бортового передатчика $P_{\text{прд}}$; коэффициенты усиления бортовой и наземной антенн $D_{\text{прм}}$ и $D_{\text{прд}}$; шумовая температура наземного приемника $T_{\text{ш. п}}$; полоса частот, занимаемая сигналом Δf; отношение (сигнал/шум) и др. Обычно они рассчитываются для каждого конкретного случая по формулам или определяются по графикам и таблицам (например, табл. 80).

§ 2. Методы передачи телеметрической информации

Для передачи телеметрической информации с ракет и КА применяются аналоговый и цифровой методы. Аналоговый метод использует непрерывное или дискретно-непрерывное представление информации. При этом информативный параметр $q(t)$ передаваемого сигнала является аналогом измеряемого параметра $p(t)$, т. е. имеет место функциональная (линейная или нелинейная) зависимость:

на всем отрезке времени передачи:

$$q(t) = k_1 p(t);$$

при дискретных значениях времени

$$q(t_j) = k_2 p(t_j),$$

где $j = 1, 2, 3...$

Аналоговая передача информации может быть как с непосредственной модуляцией несущих колебаний, так и с поднесущими колебаниями.

Цифровой метод основан на замене непрерывной шкалы уровней (текущего значения) первичного сигнала шкалой дискретных значений. Такая замена называется квантованием. Обычно шаг квантования d по всей шкале берется постоянным: т. е. $d = L/(M-1)$, где L — шкала первичного сигнала; M — число квантованных уровней.

При передаче информации по многоканальной системе связи разделение сигналов отдельных каналов осуществляется по частоте или во времени.

Частотное разделение каналов (ЧРК) заключается в следующем (рис. 248). Сигналы $S_1 - S_N$ с датчиков поступают на входы канальных модуляторов $1 - N_{\text{к}}$ соответственно. Последние модулируют напряжения поднесущих частот $F_{\text{п}\,1} - F_{\text{п}\,N}$, выработанных генераторами. Номинальные значения поднесущих частот определяются полосой частот, необходимой для передачи информации данного канала, обладающей определенной спектральной характеристикой; допустимыми перекрестными искажениями и селективностью полосовых фильтров.

Системы с ЧРК широко распространены в США, где значения поднесущих частот и частотные спектры каналов стандартизированы (табл. 83).

Сигналы всех модулированных поднесущих складываются в суммирующем устройстве, на выходе которого получается суммарный сигнал $u_\Sigma(t)$. Спектр этого сигнала

$$G_\Sigma(\Omega) = \sum_{i=1}^{i=N_{\text{к}}} G_{\text{п}i}(\Omega_{\text{п}i}),$$

где $G_{\text{п}i}$ — спектр сигнала в i-м канале на входе суммирующего устройства; $N_{\text{к}}$ — число каналов системы; $\Omega_{\text{п}i} = 2\pi F_{\text{п}i}$ — поднесущая частота i-го канала.

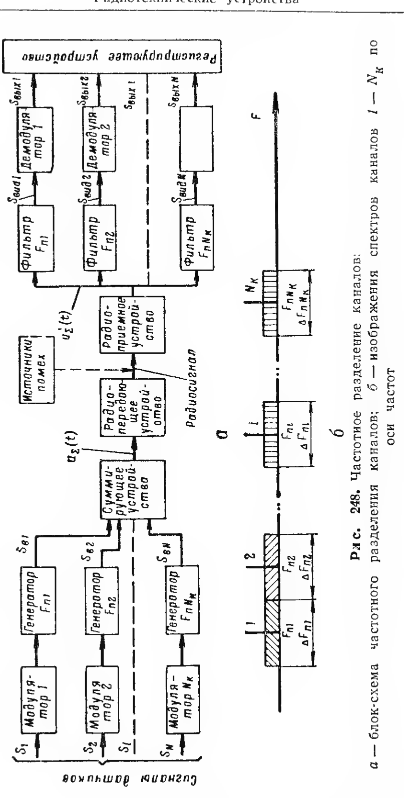


Рис. 248. Частотное разделение каналов:
а — блок-схема частотного разделения каналов; *б* — изображения спектров каналов *1* — $N_к$ по оси частот

Таблица 83

Стандарт разбиения поднесущих частот, *гц* (США)

№ канала*	Центральная частота	Нижняя граница полосы	Верхняя граница полосы	Рекомендуемая ширина спектра	Максимальная ширина спектра
1	400	370	430	6	30
2	560	518	602	8	42
3	730	675	785	11	55
4	960	888	1032	14	72
5	1300	1202	1398	20	98
6	1700	1572	1828	25	128
7	2300	2127	2473	35	173
8	3000	2775	3225	45	225
9	3900	3697	4193	60	293
10	5400	4995	5805	80	405
11	7350	6799	7901	110	551
12	10500	9712	11288	160	788
13	14500	13412	15588	220	1088
14	22000	20350	23650	330	1650
15	30000	27750	32250	450	2250
16	40000	37000	43000	600	3000
17	52500	48560	56440	790	3940
18	70000	64750	75250	1050	5250
A	22000	18700	25300	660	3300
B	30000	25500	34500	900	4500
D	40000	34000	46000	1200	6000
C	52500	44620	60380	1600	7880
E	70000	59500	80500	2100	10500

* Для каналов 1—18 девиация частоты ±7,5%, для каналов *A* — *E* — ± 15%.

Спектры каналов при этом разнесены по оси частот (рис. 248, *б*). Суммарным сигналом модулируется несущее колебание радиолинии, имеющее частоту $\omega_н$ (радиосигнал, излучаемый в пространство).

В приемном тракте радиолинии (на Земле) обеспечивается демодуляция несущего и поднесущего колебаний и разделение каналов. На вход разделительных фильтров поступает сигнал $u_\Sigma(t)$, имеющий спектр $G'_\Sigma(\Omega)$. Если не учитывать помех и искажений, то этот спектр идентичен спектру модулирующего сигнала $G_\Sigma(\Omega)$. Демодулятор (1, 2, ..., $N_к$) восстанавливает сообщение, передаваемое по данному каналу. Сигнал на выходе демодулятора $S_{вых\,i}$ в идеальном случае идентичен передаваемому

сообщению S_i и может быть записан в виде непрерывной кривой в регистрирующем устройстве на кинопленку, фотобумагу или магнитную ленту (в зависимости от вида регистрации).

При временном разделении каналов (ВРК) каждому каналу периодически через время $T_п$ предоставляется определенный интервал времени, в течение которого осуществляется передача элементов видеосигнала данного канала (рис. 249): $T_{к1}$, $T_{к2}$, ..., $T_{к\,N}$.

С датчиков сигналы $S_1 — S_N$ подведены к ламелям 1, 2, ... , $N_к$ коммутатора. Коммутатор подключает датчики поочередно к радиолинии на время $T_{кi}$. На входе кодирующего устройства получается амплитудно-модулированная последовательность рабочих импульсов (АИМ) с одинаковой длительностью $\tau_р$. Кодирующее устройство преобразует модуляцию АИМ в другой вид импульсной модуляции (ФИМ, ШИМ, КИМ). В состав видеосигнала $u_\Sigma(t)$ на выходе коммутатора, кроме рабочих импульсов, входят также синхронизирующие (кадровые) и калибровочные сигналы.

Таблица 84

Сравнительная оценка различных видов модуляции (США)

Вид модуляции	Пороговый уровень сигнала несущей частоты (в групповом тракте)	Потребляемая мощность колебаний высокой частоты (по отношению к ФИМ-АМ)	Информационный к. п. д.	Полоса пропускания по высокой частоте, *кгц*
ФИМ-АМ	200	1	0,17	76
КИМ-ЧМ	260	1,7	0,24	18
КИМ-ФМ	280	2,0	0,21	20
КИМ-АМ	370	3,4	0,21	18
АИМ-ЧМ	580	8,3	0,05	85
АМ-ЧМ	610	9,3	0,045	93
ШИМ-ЧМ	610	9,3	0,045	92
ШИМ-ФМ	660	11	0,036	110
ЧМ-ЧМ	740	14	0,030	140
АМ-ФМ	770	15	0,028	150
АИМ-ФМ	780	15	0,028	150
ШИМ-АМ	790	16	0,035	94
ЧМ-АМ	830	17	0,055	50
ЧМ-ФМ	860	18	0,023	185
АИМ-АМ	3150	250	0,073	18
АМ-АМ	9600	2300	0,24	9,5

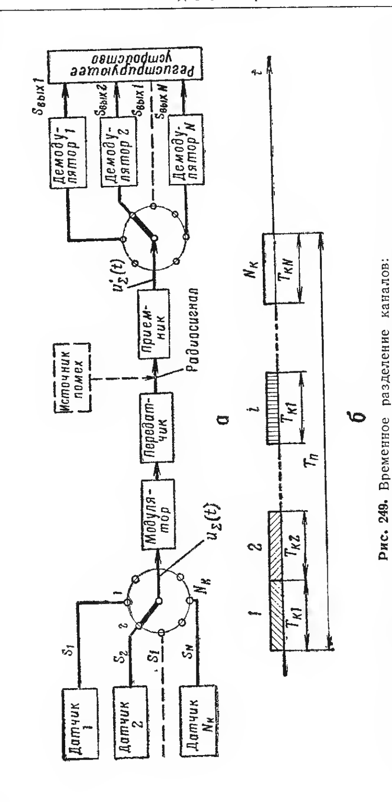


Рис. 249. Временное разделение каналов: *а* — блок-схема временного разделения каналов; *б* — изображение спектров каналов по оси времени

§ 3. Системы модуляции, применяемые в космической телеметрии

В космических РТС при уплотнении радиолинии для передачи на несущей частоте пользуются различными системами модуляции как для ВРК, так и для ЧРК (табл. 84).

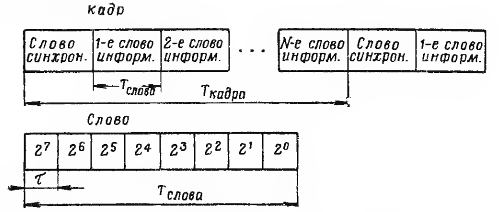


Рис. 250. Структура кадра информации, передаваемой двоичным кодом

Данные, приведенные в таблице, рассчитаны для отношения (сигнал/шум) = 100 на выходе каждого канала (число каналов $N_к = 10$) при пороговом входном сигнале в групповом тракте и общей информационной полосе $B_{РТС} = 1000$ *гц*.

Как следует из табл. 84, наиболее оптимальными, т. е. обладающими максимальными информационными к. п. д., являются системы с кодово-импульсной модуляцией. Поэтому в современных космических РТС наибольшее применение находят кодово-импульсные методы модуляции (см. табл. 86).

Кодово-импульсная модуляция — это передача информации посредством кода с конечным числом символов, отображающих конечное число вероятных значений информации при квантовании во времени. Например, двоичный код можно передавать в виде импульс — пауза или в виде последовательности импульсов. Кадр информации, передаваемый КИМ в двоичном коде, состоит из нескольких слов информации и одного слова синхронизации. Слова состоят из символов — двоичных единиц (рис. 250).

§ 4. Системы дальней космической связи

В США первоначально в основу систем космической связи и телеметрии был положен стандарт на РТС с ЧРК. В соответствии с этим стандартом создавались системы ЧМ-ЧМ и ЧМ-ФМ, применявшиеся при запусках ИСЗ и других КА (табл. 85).

Системам ЧМ-ФМ свойствен ряд недостатков: малая информативность, недостаточное использование мощности передатчика, непригодность для передачи цифровой информации из запоминающих устройств и др.

В настоящее время применяются преимущественно цифровые системы, специально приспособленные для передачи информации с КА, отличающиеся лучшим использованием мощности передатчиков: «Телебит», «Диджилок» и ряд других (табл. 86).

Радиотелеметрическая система «Телебит» представляет собой многоканальную цифровую РТС, совмещенную с системой измерения координат КА. Система предназначена для зондирования глубокого космоса и может поддерживать связь на расстоянии до 80 млн. *км*.

Основные данные системы «Телебит»: разделение каналов — временно́е; вид модуляции — КИМ-ФМ-ФМ; вид кода — двоичный разностный; число символов в слове — 12; проверочных слов — нет; число слов в кадре — 11; число слов синхронизации — 1 (из 12 нулей); периоды опроса (длительность кадра) — 2 *сек*, 17 *сек*, 132 *сек*; продолжительность одного символа $^1/_{64}$ *сек*, $^1/_8$ *сек*, 1 *сек* (соответственно длительности кадра). Каждое слово может использоваться для передачи одного, двух или трех аналоговых или цифровых параметров.

Мощность передатчика: на малых дальностях — 5 *вт*; на больших дальностях — 150 *вт*; частота поднесущей — 1024 *гц*; несущая частота передатчика — 378 *Мгц*. В системе «Телебит» применена фазовая модуляция поднесущей, которая в свою очередь модулирует по фазе радиочастотную несущую.

Бортовая аппаратура РТС «Телебит». Основным прибором на космическом объекте является бортовой ответчик (рис. 251). Принимаемый сигнал из антенны проходит через развязывающее устройство, позволяющее использовать одну бортовую антенну для передачи и приема. Принятый сигнал (с частотой $F_{прм}$) смешивается

Таблица 85

Характеристики систем связи, устанавливаемых на первых ИСЗ (США)

ИСЗ	Частота, *Мгц*	Мощность передатчика, *мвт*	Тип модуляции	Глубина модуляции	Тип антенны	Поляризация	Диапазон поднесущих частот	Срок службы передатчика
Эксплорер-I	108,00	10—20	ЧМ-ФМ	0,7 *рад*	Диполь	Линейная	2, 3, 4, 5	3,5 месяца
	108,03	60	ЧМ-АМ	50%	Турникетная	Круговая	2, 3, 4, 5	0,5 „
Эксплорер-III	108,00	10	ЧМ-ФМ	0,7 *рад*	Диполь	Линейная	2, 3, 4, 5	2,5 „
	108,03	60	ЧМ-АМ	50%	„	„	2, 3, 4, 5	1,5 „
Эксплорер-IV	108,06	60	ЧМ-ЧМ		Две штыревые	„	1, 2, 3, 4, 5, 8	1 месяц
	108,09	60	ЧМ-ЧМ		Диполь	„	1, 2, 3, 4, 5, 6	1 „
	378,00	$5 \cdot 10^{-6}$	КИМ-ФМ		„	„		1 „
Авангард-I	108,00	10	ЧМ	6 *кгц*	Турникетная	Круговая		19 дней
Авангард-II	108,03	5	ЧМ	6 *кгц*	Диполь	Линейная		27 „
	108,00	10	ЧМ	6 *кгц*	Турникетная	Круговая		27 „

Продолжение

ИСЗ	Частота, *Мгц*	Мощность передатчика, *мвт*	Тип модуляции	Глубина модуляции	Тип антенны	Поляризация	Диапазон поднесущих частот	Срок службы передатчика
Авангард-III	108,03	$1 \cdot 10^{-6}$	АМ-АМ	60%	Турникетная	Круговая		18 дней
	108,00	30	ШИМ-ЧМ-АМ	100%	То же	„		90 „
Пионер-I	108,03	80	АМ	100%	„	„		90 „
	108,06	300	ЧМ-ФМ	1,0 *рад*	Диполь	Линейная	1, 2, 3, 4, 5, 6	43 часа
Пионер-II	108,00	100	ЧМ-ФМ	1,0 *рад*	„	„	1, 2, 3, 4, 5, 6	Все время полета
	108,06	300	ЧМ-ФМ	1,0 *рад*	„	„	1, 2, 3, 4, 5, 6	То же
Пионер-III	108,09	100	ЧМ-ФМ	1,0 *рад*	„	„	1, 2, 3, 4, 5, 6	„
	960,05	180	ЧМ-ФМ	0,79 *рад*	Конническое покрытие ИСЗ	„	1, 2, 3	38 часов
Пионер-IV	960,05	180	ЧМ-ФМ	0,79 *рад*	То же	„	1, 2, 3	90 „

Таблица 86

Характеристики систем связи, устанавливаемых на КА

Название космического аппарата	Характеристика узкополосных линий связи, предназначенных для передачи телеметрических данных: скорость передачи или полоса	метод модуляции	мощность передатчика, вт	тип данных	Характеристика широкополосных линий связи, предназначенных для передачи телеметрической и телевизионной информации: скорость передачи или полоса	вид модуляции	мощность передатчика, вт	тип данных
„Маринер"	8 или 33 дв. ед./сек	КИМ-ФМ-ФМ	10—20	Н и Т	—	—	—	—
„Сервейер"	550 дв. ед./сек 550 „	КИМ-ЧМ КИМ-ФМ	0,1 0,1	И и Т/Н	4400 дв. ед./сек 220 кгц	КИМ-ЧМ ЧМ	10 10	Н и Т И
„Рейнджер-1" (7, 8, 9)	3500 „ 3500 „	ЧИМ-ФМ АИМ-ФМ	3 3	Н и Т	200 кгц	ЧМ	60	И
„Реле"	1152 „	КИМ-ФМ	0,25	Н и Т	7,5 Мгц	ЧМ	10	Тв или Тф
„Синком"	3 кгц	ЧМ-ФМ	2	Т	500 кгц	ЧМ-ФМ	2	И
„Телестар"	16 дв. ед./сек	КИМ-ЧМ-АМ	0,25	Т	50 Мгц	ЧМ	2	Тв или Тф
Орбитальная астрономическая обсерватория	1042 дв. ед./сек	КИМ-ЧМ	—	Н и Т	27000 дв.ед./сек	КИМ-ЧМ	—	И
Орбитальная геофизическая обсерватория	До 50 кгц	ЧМ	0,5	Н и Т	128000 дв. ед. сек	КИМ-ФМ	4	Н и Т
„Тирос"	1 кгц	АМ	0,03	Т	62,5 кгц	ЧМ-ЧМ	2	И

Примечание. Буквы обозначают: Н — научные данные, Т — технические, И — изображение, Тв — телевидение, Тф — телефон.

с опорным, частота которого $F_{прд} = {}^{16}/_{17} F_{прм}$. Сигнал разностной частоты, равный ${}^{1}/_{17} F_{прм}$, снимается с выхода УПЧ на фазовый детектор, где сравнивается с сигналом такой же частоты от генератора, управляемого напряжением. Сигнал ошибки (сигнал рассогласования), снимаемый

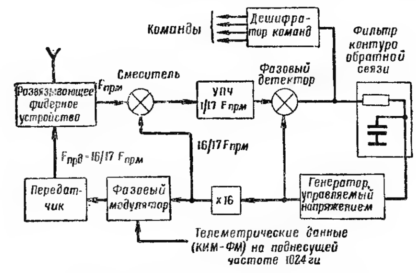


Рис. 251. Блок-схема когерентного ответчика

с выхода фазового детектора, синхронизирует частоту выходного сигнала управляемого генератора с частотой сигнала УПЧ. Далее частота выходного сигнала управляемого генератора увеличивается в 16 раз для получения опорного напряжения, подаваемого на первый смеситель приемника. Частота управляемого генератора равна ${}^{1}/_{17} F_{прм}$ до тех пор, пока уровень сигнала не становится настолько слабым, что работа контура фазовой синхронизации нарушается (надежная синхронизация достигается при уровнях сигнала 140 *дб* по отношению к 1 *мвт*). Несущая частота ответчика $f_н = {}^{16}/_{17} F_{прм}$, синхронизированная при помощи контура фазовой синхронизации с частотой приходящего с Земли сигнала, модулируется по фазе поднесущей звуковой частотой 1024 *гц*. Эта поднесущая содержит данные телеметрических измерений, представленные бифазной модуляцией (в виде КИМ-ФМ).

Наземная аппаратура системы «Телебит» (рис. 252). Сигналы от антенны, представляющей

собой параболоид диаметром 18 *м*, поступают на входной малошумящий параметрический усилитель с коэффициентом шума 1,5 *дб*. Пройдя ступень предварительного усиления, сигнал поступает на преобразователь частоты СМ. В качестве гетеродинного напряжения используется сигнал от следящего гетеродина, прошедший соответствующий умножитель частоты.

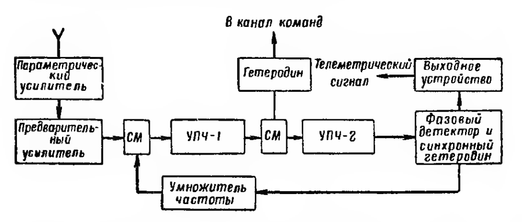


Рис. 252. Блок-схема наземного приемника системы «Телебит»

Приемник имеет второе преобразование частоты, причем эталонный сигнал второго гетеродина используется в качестве напряжения возбуждения передатчика команд. Это дает возможность по частоте следящего генератора, управляющего схемой фазового детектора, определить величину доплеровского сдвига частот в каналах передачи с Земли на КА и от КА на Землю. На выходе фазового детектора выделяется поднесущая частота 1024 *гц*, несущая телеметрическую информацию.

Радиотелеметрическая цифровая система «Диджилок» — первая из известных РТС, в которой используются биортогональные сигналы, позволяющие приблизиться к верхнему пределу скорости передачи информации, определяемому теоремой Шеннона. «Диджилок» представляет многоканальную цифровую РТС с временны́м разделением каналов и ортогональным кодом, имеющим большую избыточность. Она предназначена для передачи результатов измерений магнитного поля с расстояний до 160 000 *км*.

Основные данные системы: система модуляции — КИМ-ФМ или ЧМ-ЧМ; число каналов — 20; применяемый код — ортогональный; число символов в слове — 16; число значащих символов — 5; число передаваемых уровней — 32; скорость передачи информации (на расстоянии 160 000 *км*) — 64 *дв. ед./сек*; мощность передатчика — 0,25 *вт*; относительное количество ошибок — меньше 10^{-6}; синхронизация кадра — передачей определенного слова.

Бортовая аппаратура РТС «Диджилок» работает следующим образом (рис. 253). На вход коммутатора поступают 20 пятиразрядных слов в параллельном коде от научной аппаратуры. Одно из поступивших слов передается коммутатором в генератор кодов, который вырабатывает последовательный биортогональный код. На выходе генератора слово представляет собой уже 16-разрядную последовательность. Полученный код передается на стандартный телеметрический передатчик с фазовой модуляцией.

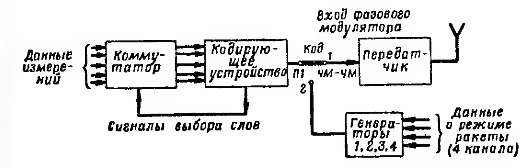


Рис. 253. Блок-схема бортовой аппаратуры РТС «Диджилок»

Работа системы «Диджилок» начинается после выгорания топлива в последней ступени ракеты. До этого переключатель *П1* находится в положении «2» и передатчик используется для передачи информации от трех датчиков ускорений и датчика измерителя вектора магнитного поля, снабженных генераторами *1*, *2*, *3*, *4* стандартных поднесущих с частотной модуляцией. Таким образом, на начальной траектории система работает как стандартная РТС с ЧМ-ЧМ, а далее как РТС с КИМ-ФМ.

Наземная аппаратура системы «Диджилок». Наземный приемник системы «Диджилок» устроен по такому принципу, как и приемник системы «Телебит»

(см. рис. 252). Приемник синхронизируется по фазе немодулированной несущей. Сигнал на выходе фазового детектора выделяется в виде двоичного напряжения (нули и единицы) и записывается на ленту многоканального магнитофона. Одновременно на ленту записываются сигналы службы времени и сигнал синхронизации.

Принципы построения систем передачи информации с КА. Все КА, запущенные в последние годы США, имеют на борту две или более системы связи с Землей (см. табл. 86). Исключением является лишь КА «Маринер». Как правило, каждый КА оборудуется двумя линиями — широкополосной (для выполнения основной задачи) и узкополосной (для передачи информации о состоянии аппаратуры — телеметрических данных). Из табл. 86 видно, что для передачи научной и технической информации достаточно скоростей 1000—4000 *дв. ед./сек.* В применяемых моделях используются преимущественно системы КИМ-ФМ.

§ 5. Регистрация и обработка радиотелеметрической информации

Регистрация телеметрической информации. Наземные регистрирующие устройства являются неотъемлемой частью приемной радиотелеметрической системы. Регистрирующие устройства РТС должны обладать высокой скоростью и высокой точностью регистрации, высокой разрешающей способностью регистрирующего устройства, дополнительной информацией на поверхности носителя, облегчающего чтение и дешифровку записей, возможностью получения экспресс-информации, простотой эксплуатации. Широкое применение в телеметрии находят методы регистрации информации на фотопленку, бумагу и магнитную ленту.

Фотографическая регистрация относится к закрытым методам регистрации. Запись принимаемых с передающей станции сигналов производится на фотографическую пленку (или фотобумагу). Наиболее распространен способ фотографической регистрации с экрана электронно-лучевой трубки (ЭЛТ). ЭЛТ является практически безынерционным и стабильным прибором, обеспечивающим достаточную для фотографирования яркость изображения. На трубку подается сигнал одного или нескольких каналов. Изображение на экране трубки фотографируется фотоаппаратом с непрерывной протяжкой пленки. Изменение амплитуды регистрируемого сигнала происходит в направлении, перпендикулярном к направлению движения фотопленки. Скорость непосредственной записи с экрана ЭЛТ лимитируется скоростью протяжки пленки в кинокамере.

В основу магнитной записи электрических сигналов положено свойство ферромагнитного тела намагничиваться при воздействии магнитного поля и сохранять остаточное намагничивание после удаления ферромагнитного тела из зоны действия тока. Носителем записи может быть проволока или лента, перемещающиеся с постоянной скоростью под записывающей головкой. На магнитную пленку можно записывать сигналы с шириной спектра до 10 *кгц* (в перспективе возможна запись сигналов с шириной спектра до 3—4 *Мгц*). Скорость записи соответствует 1—2 *м/сек*, но может быть увеличена до 8—10 *м/сек*. По данным зарубежной печати, достигнутая плотность записи в настоящее время составляет 80 *дв. ед./мм*, а при аналоговой записи — 400 *периодов/мм*. Теоретический предел плотности лежит намного выше и составляет приблизительно 9800 *дв. ед./мм*, а для аналоговой записи — более 4000 *периодов/мм*.

Магнитная запись позволяет многократное использование носителя записи; обладает большой емкостью при относительно небольших габаритах записывающего устройства, высокой скоростью записи и воспроизведения информации, практически неограниченным сроком хранения записанной информации, простотой сопряжения устройств записи со входом ЭЦВМ обработки информации. Последнее свойство придает особую ценность магнитной записи и обусловливает его преимущественное применение при регистрации телеметрической информации.

Примером современных способов магнитной записи является преддетекторная запись на промежуточной частоте приемника. При этом методе все виды телеметрической информации (с любым типом модуляции) могут применяться и записываться обычной телеметрической аппаратурой. При преддетекторном методе записи данных выходной сигнал УПЧ приемника преобразуется по частоте таким образом, чтобы спектр принимаемого

сигнала лежал в полосе пропускания широкополосных устройств для записи данных на магнитную ленту. При работе аппаратуры на режиме записи (рис. 254, *а*) используется максимальная возможная ширина полосы пропускания системы до детектора.

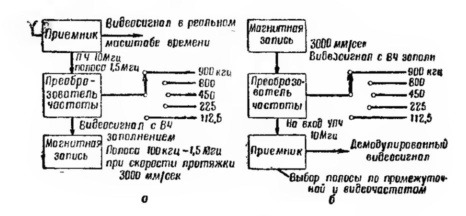


Рис. 254. Блок-схема преддетекторной записи:
а — режим записи; *б* — режим воспроизведения

Выбор оптимальной полосы пропускания производится при работе в режиме воспроизведения данных (рис. 254, *б*). Таким образом, не требуется никаких изменений в настройке аппаратуры станции при приеме телеметрических данных различного вида. В режиме воспроизведения записанный спектр сигнала преобразуется по частоте в обратном направлении, т. е. переводится обратно на первоначальную промежуточную частоту и вводится в усилитель промежуточной частоты приемника. Выходной сигнал УПЧ затем демодулируется, как при приеме первоначального сигнала.

Кроме фотографической и магнитной регистрации в телеметрии находят большое применение и другие методы (табл. 87), в которых используются различные электрофизические и электрохимические процессы, протекающие в носителе при воздействии электрического тока (или поля). В большинстве из приведенных методов в качестве носителя записи используется бумага, обработанная соответствующим образом.

Таблица 87

Методы регистрации и принципы получения изображения

Метод регистрации	Принцип, используемый при регистрации	Структура носителя записи. Процесс записи	Проявление записи
Электрофотографический (закрытый)	Используется эффект образования на слое фотополупроводникового материала скрытого электростатического изображения, которое становится видимым после проявления в специальном проявителе	Бумага очувствляется в темноте путем создания на поверхности электростатического заряда. Затем на бумагу экспонируется воспроизводимое изображение	Скрытое изображение проявляется при помощи тонко измельченного порошка, прилипающего только к заряженным участкам в количестве, пропорциональном величине заряда, сохранившегося на носителе после экспонирования
Электромеханический (открытый)	Запись информации производится на обычную писчую бумагу с помощью перьев	Не требуется никакой дополнительной обработки	
Электротермический (открытый)	Используется тепловое действие электрического тока, пропускаемого через элементы поверхности носителя, изготовленного из специальной, чувствительной к электрическому току, электротермической бумаги	Электротермическая бумага имеет сложную 3-слойную структуру (основа покрыта с одной стороны светлой пленкой, а с другой — графитом)	При воздействии электрического тока происходят химические реакции. На светлой пленке появляются черные точки

Продолжение

Метод регистрации	Принцип, используемый при регистрации	Структура носителя записи. Процесс записи	Проявление записи
Электрохимический (открытый)	Используется способность некоторых химических веществ изменять свою окраску под воздействием электрического тока	Электрохимическая бумага представляет собой определенный сорт обычной тонкой белой бумаги толщиной 0,03—0,05 *мм*, предварительно пропитанной необходимым химическим составом	Изображение на бумаге получается за счет химической реакции, которая вызывается проходящим через бумагу электрическим током
Феррографический (полуоткрытый)	Используется свойство магнитных материалов давать видимое изображение записанных электрических сигналов после проявления в специальном проявителе	Изображение записывается на магнитную ленту с помощью магнитных головок, применяемых при обычной магнитной записи	Проявление скрытого изображения осуществляется путем протягивания магнитоносителя через взвесь магнитомягкого порошка (карбонильного железа, магнетита, ферритов и др.). Проявленное изображение переносится на бумагу методами обычной плоской печати

Продолжение

Метод регистрации	Принцип, используемый при регистрации	Структура носителя записи. Процесс записи	Проявление записи
Электростатический (полуоткрытый)	Используется свойство диэлектрических материалов (носителей) давать видимое изображение записанных электрических сигналов после проявления	Скрытое электростатическое изображение на поверхности бумаги создается путем нанесения точек или черточек с помощью металлического электрода диаметром 0,1—0,2 *мм*, не имеющего контакта с поверхностью бумаги. Применяется специальная электростатическая бумага	Для проявления скрытого изображения используется специальный порошок, состоящий из красящих веществ. Электростатическое изображение притягивает заряженные частицы проявляющего порошка; на месте скрытого изображения образуется видимое

Обработка результатов радиотелеметрических измерений. Перечисленные выше методы записи телеметрической информации регистрируют процесс с обязательными отметками сигнала времени. Полученная в процессе испытаний или полета КА запись называется первичной. При

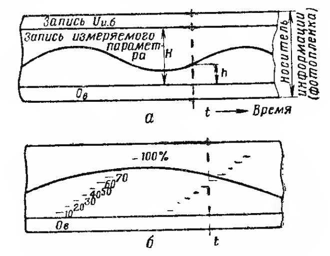


Рис. 255. Вид записи сигнала с потенциометрического датчика:

а — сигнал датчика измеряемого параметра, сигналы $O_в$ и напряжения $U_{и.б}$; *б* — сигнал датчика, сигнал $O_в$ и шкала десятков процентов

обработке первичной записи получают графики и таблицы изменения измеряемых параметров. Первичная обработка производится вручную или автоматически. При этом осуществляется процесс дешифрации записи с носителя.

Дешифрация записи — это перевод записанных для каждого измеряемого параметра относительных (или кодированных) сигналов в абсолютные единицы измеряемого параметра. Ниже рассмотрен процесс дешифрации записи сигнала с потенциометрического датчика (рис. 255, *а*). На записи, выполненной в регистрирующем устройстве РТС для момента времени t, уровень сигнала (от нуля) измеряемого параметра соответствует h. Уровень сигнала измерительной батареи $U_{и.б}$, к которой подключен датчик (рис. 256, *а*), соответствует H, т. е. $U_д \to h$, $U_{и.б} \to H$.

При идеальной линейности преобразования в РТС действительно соотношение $h/H = U_д/U_{и.б} = r/R$. При этом дешифрация записи измеряемого параметра производится в четыре приема. Сначала определяют величины h и H (с пленки), затем вычисляют отношение h/H, что соответ-

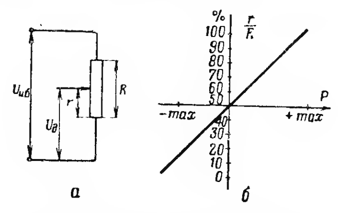


Рис. 256. Потенциометрический датчик:

а — схема включения; *б* — тарировочная кривая; $U_{и.б}$ — сигнал батареи; $U_д$ — сигнал датчика

ствует r/R, и определяют измеряемый параметр P по тарировочной кривой (рис. 256, *б*). Тарировочная кривая потенциометрического датчика — это изменение отношения r/R в зависимости от величины измеряемого параметра P (r — часть сопротивления потенциометра, пропорциональная измеряемой величине, а R — полное сопротивление потенциометра).

Для устранения нелинейности ($h/H \neq r/R$), а также для упрощения определения отношения h/H на пленку наносят шкалу в десятках процентов r/R — от 0 до 100% (рис. 255, *б*), передаваемую через эту же РТС. При таком виде записи дешифрацию производят в два приема: сначала определяют r/R (при помощи шкалы десятков процентов), а затем значение измеряемого параметра по тарировочной кривой датчика.

Процесс ручной дешифровки механизируется применением различных приборов. Например, для этих целей применяются приборы типа ДД-1, ПДФ, СИП-1 и другие.

Глава 18

АППАРАТУРА ДЛЯ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ В КОСМОСЕ

На КА устанавливается научная радиоэлектронная аппаратура, в задачу которой входит: исследование состава и свойств атмосферы; измерение давления, плотности и температуры атмосферы; изучение межпланетного газа; исследование электростатических полей в верхней атмосфере; магнитные измерения; исследование микрометеоров; изучение спектрального состава излучения Солнца и др. С этой целью измерительная аппаратура, состав которой определяется ее целевым назначением, имеет чувствительный элемент и согласующее устройство (рис. 257). Измеряемый параметр, воздействуя на чувствительный элемент, изменяет его физические свойства (например, сопротивление) или вызывает какое-либо физическое явление (индукцию и др.). Изменение характеристик чувствительного элемента передается на согласующее устройство, которое преобразовывает данное изменение в электрическое напряжение и подает его на вход радиотелеметрической системы. Иногда на РТС поступает время от бортового эталона времени и измерения привязываются к определенному моменту.

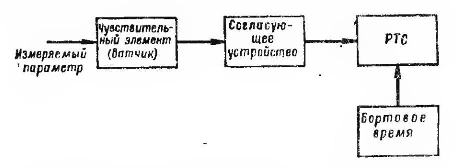


Рис. 257. Структурная схема аппаратуры для научных исследований

Измерение давления и плотности атмосферы. Для измерения давления и плотности атмосферы в качестве чувствительного элемента используется ионизационный манометр (рис. 258). Он представляет собой стеклянную колбу, с укрепленной на ее ножке цилиндрической сеткой *1*.

Внутри сетки, вдоль ее оси, натянута тонкая проволока *2*, служащая коллектором положительных ионов, а снаружи сетки на той же ножке укреплен вольфрамовый катод *3*. Катод накаляется до высокой температуры и испускает электроны, которые пролетают между редкими витками сетки и при этом отталкиваются отрицательно заряженным коллектором. Совершая колебательные движения около витков сетки, электроны сталкиваются с атомами и молекулами газа, попадающего из внешней атмосферы в рабочую полость манометра, и ионизируют их. Образующиеся при этом положительные ионы притягиваются отрицательно заряженным коллектором и отдают ему свой заряд. Число образовавшихся ионов пропорционально плотности газа. Ток i в цепи коллектора пропорционален атмосферному давлению p, т. е. $i=\xi p$, где ξ — постоянная для данного манометра величина.

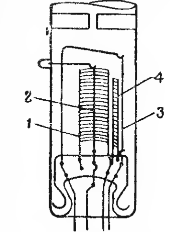


Рис. 258. Схема трубки ионизационного манометра:

1 — сетка; *2* — коллектор положительных ионов; *3* — катод; *4* — дополнительная сетка

Изучение состава верхней атмосферы. Атомные и молекулярные веса элементов и соединений, входящих в состав верхней атмосферы и межпланетного газа, определяются с помощью приборов, называемых масс-спектрометрами (рис. 259). Ионы из окружающего пространства попадают в масс-спектрометрическую трубку, которая имеет коллектор и ряд сеток. На сетки трубки подаются ускоряющие напряжения, выбранные так, что достичь коллектора могут лишь те ионы, которые прошли трубку с некоторой оптимальной скоростью. Эта скорость определяется как массой ионов, так и ускоряющим напряжением, приложенным к некоторым сеткам трубки.

Ускоряющее напряжение периодически изменяется от нуля до максимального значения. Благодаря этому оптимальная скорость сообщается поочередно ионам с различными массовыми числами. Когда ионы достигают коллек-

тора, в его цепи возникает импульс тока, который усиливается и передается через РТС на Землю. Одновременно передается и ускоряющее напряжение, имеющееся в дан-

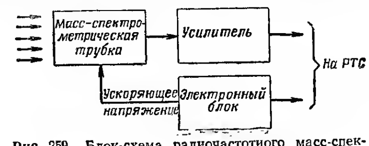


Рис. 259. Блок-схема радиочастотного масс-спектрометра

ный момент на сетках трубки масс-спектрометра. Масса ионов M определяется измерением значения ускоряющего пилообразного напряжения U развертки, имевшего место в момент появления пика на сетках трубки, т. е. $M = U/\varkappa$, где $\varkappa$ — постоянная прибора.

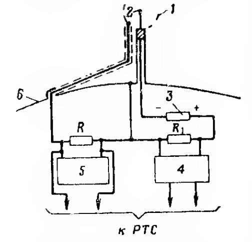


Рис. 260. Схема аппаратуры для измерения концентрации положительных ионов: *1* — ионная ловушка; *2* — сферический коллектор; *3* — источник постоянного тока; *4* — усилитель; *5* — генератор импульсов; *6* — корпус спутника; *R* — сопротивление

Измерение концентрации положительных ионов. Чувствительным элементом схемы, измеряющей концентрацию положительных ионов в ионосфере, является сетчатая сферическая и о н н а я л о в у ш к а *1* (рис. 260), внешняя сетка которой соединена с поверхностью спутника *6* через малое сопротивление R. Внутри ловушки помещен сферический коллектор *2*, находящийся под постоянным отрицательным потенциалом относительно оболочки. Созданное таким образом электрическое поле собирает на коллектор все попадающие в ловушку положительные ионы и выталкивает из нее отрицательные частицы. Ионный ток, текущий на коллектор ловушки, определяется по величине

падения напряжения на сопротивлении R_1. Концентрация положительных ионов вблизи спутника

$$N_+ = I_+/(\alpha e \pi \rho^2 v),$$

где I_+ — ионный ток; e — заряд электрона; ρ — радиус сетки ловушки; v — скорость спутника; α — коэффициент.

Изучение межпланетного газа. Т р е х э л е к т р о д н а я и о н н а я л о в у ш к а, предназначенная для исследования состава межпланетного газа, представляет собой прибор (рис. 261), состоящий из коллектора *1* и двух сеток — внутренней *2* и внешней *3*, отделяющих коллектор от окружающего контейнер пространства. На коллекторе поддерживается отрицательный потенциал относительно корпуса контейнера $U_к$, на внутренней сетке *2* — отрицательный потенциал $U_{д1}$, на внешней сетке *3* — потенциал $U_{д2}$ (положительный, отрицательный или пилообразный в зависимости от назначения ловушки). Измеряя ток $I_к$, протекающий в цепи коллектора, определяют плотность потока тех или иных заряженных частиц, попадающих на коллектор. «Сортировать» эти частицы по знаку заряда и энергиям можно, меняя напряжения на сетках ловушки и учитывая знак суммарного тока коллектора.

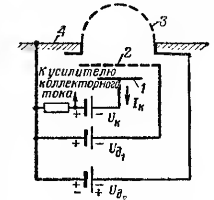


Рис. 261. Трехэлектродная ионная ловушка: *1* — коллектор; *2* — внутренняя сетка; *3* — внешняя сетка; *4* — корпус контейнера

Исследование электростатических полей в верхней атмосфере. Напряженность внешних электростатических полей измерялась на советских ИСЗ двумя датчиками, установленными на спутнике диаметрально противоположно. Основной частью каждого датчика (рис. 262) является измерительный электрод *1*, соединенный с корпусом спутника *4* через сопротивление R. Этот электрод периодически экранируется экраном *2*, вращаемым электродвигателем. Так как измерительный электрод *1* является частью поверхности спутника, то когда он открыт, на нем находятся доли собственного заряда спутника и заряда, индуцированного внешним электростатическим полем. При

экранировании электрода заряд с него стекает, создавая падение напряжения на сопротивлении R. Напряжение, величина которого пропорциональна заряду электрода, усиливается и передается на РТС.

Рис. 262. Схема аппаратуры для измерения напряженности E электростатического поля:
1 — электрод; *2* — экран; *3* — усилитель; *4* — корпус спутника

Два симметрично расположенных датчика дают возможность определить не только собственный заряд спутника, но и внешнее электростатическое поле.

Исследование микрометеоров. Аппаратура для регистрации метеорных частиц (рис. 263) имеет в качестве чувствительных элементов п ь е з о д а т ч и к и *1*, преобразующие механическую энергию частицы в электрический сигнал. Разделение сигналов по амплитуде на несколько диапазонов и подсчет числа импульсов (числа метеоров) в каждом из диапазонов осуществляется пересчетной схемой, состоящей из схемы слежения *2*, усилителей *3*, реле *4* и триггеров *5*.

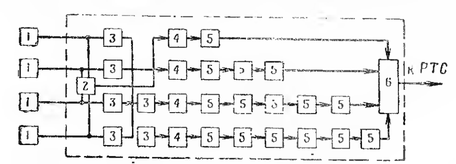


Рис. 263. Схема аппаратуры для регистрации микрометеоров.
1 — пьезодатчики; *2* — схемы слежения; *3* — усилители; *4* — реле; *5* — триггеры; *6* — выходная схема

Реле предотвращают повторное срабатывание первых триггеров от одного и того же сигнала. Счетные цепочки из триггеров ведут счет в каждом из четырех диапазонов соответственно каждых 32, 16, 4 и 1 импульсов. По состоянию выходных триггеров счетных цепочек можно су-

дить о количестве сигналов, прошедших к данному моменту по каждому из диапазонов.

Изучение коротковолновой части спектра Солнца. Для исследования коротковолновой части спектра Солнца, вплоть до мягких рентгеновских лучей, используется аппаратура (рис. 264) с п р и е м н и к о м р а д и а ц и и *1* и набором фильтров *2* с различной полосой пропускания. Эта аппаратура позволяет исследовать спектр Солнца в областях: от 3—5 до 22 Å: от 44 до 120 Å и в серии L_α. В качестве приемников радиации используются вторичные электронные умножители из бериллиевой бронзы, фотокатоды которых не чувствительны к видимой области спектра.

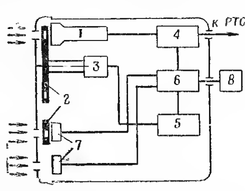


Рис. 264. Схема прибора для исследования коротковолнового излучения Солнца:
1 — приемник; *2* — фильтры; *3* — шаговый механизм; *4* — интегратор; *5* — релаксационный генератор; *6* — автомат включения; *7* — фотосопротивления; *8* — блок питания

Перед приемником помещается диск с набором различных фильтров: пленки бериллия, алюминия, полиэтилена. Перестановка фильтров перед приемником радиации осуществляется шаговым механизмом *3*, работой которого управляет релаксационный генератор *5*. Прибор включается при помощи автомата *6*, связанного с двумя фотосопротивлениями *7*. Последние включают прибор только тогда, когда одновременно с попаданием прибора в освещенную область поступает команда от программного устройства на включение телеметрии.

Изучение космических лучей. Полная интенсивность космического излучения измеряется следующим образом (рис. 265). С ч е т ч и к Г е й г е р а *1* регистрирует заряженные частицы, не различая их по знаку заряда, а измеряя только полную интенсивность. При прохождении каждой заряженной частицы через счетчик возникает электрический импульс. Зарегистрированные счетчиком импульсы сосчитываются пересчетной схемой *2* и передаются

через схему согласования *4* на радиотелеметрическую систему.

Исследование корпускулярного излучения Солнца. В аппаратуре, установленной на ИСЗ, в качестве индикаторов не особенно жестких электронов используются два флюо-

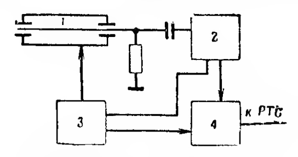


Рис. 265. Схема прибора для измерения интенсивности космического излучения:
1 — счетчик Гейгера; *2* — схема пересчета; *3* — блок питания; *4* — схема согласования

ресцирующих экрана из сернистого цинка (рис. 266), активированного серебром, покрытые алюминиевой фольгой различной толщины ($8 \cdot 10^{-4}$ и $4 \cdot 10^{-4}$ *г/см*²). Перед экра-

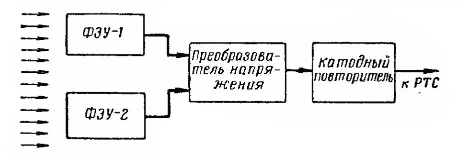


Рис. 266. Схема аппаратуры для обнаружения корпускулярного излучения Солнца (ФЭУ — фотоэлектронный умножитель)

нами расположены три толстые алюминиевые диафрагмы со входным окном, обеспечивающим захват корпускул из телесного окна в $^1/_4$ стерадиана. Излучение флюоресцирующего экрана в результате облучения его корпускулами ре-

гистрируется фотоэлектронным умножителем. В фотоэлементе возникает ток

$$I = isU\pi\alpha\eta,$$

где i — ток корпускул, *а/см*²; s — площадь экрана и фотокатода, *см*²; U — разность потенциалов, потребная для ускорения корпускул до их энергии; α — светоотдача экрана; η — чувствительность фотокатода.

Алюминиевая фольга различной толщины предназначена для грубой оценки длины пробега корпускул.

Глава 19

РАДИОУПРАВЛЕНИЕ И СИСТЕМЫ ОРБИТАЛЬНЫХ (ТРАЕКТОРНЫХ) ИЗМЕРЕНИЙ

§ 1. Общие положения

При решении задач, связанных с обеспечением программы полета КА необходимо с Земли постоянно измерять параметры движения КА и управлять работой его бортовой аппаратуры. Эти проблемы решаются радиотехническими средствами орбитальных (траекторных) измерений (ОТИ) и системами радиоуправления (РУ), которые обычно комплексируются. В этом случае они совместно решают задачи управления ракетой при выводе КА на орбиту, маневром КА, сборкой или стыковкой КА на орбите, спуском с орбиты и снижением.

На рис. 267 приведен вариант функциональной схемы построения систем ОТИ и РУ. По радиолинии Земля — КА ведется передача команд управления, а по радиолинии КА — Земля сообщается информация о прохождении этих команд. Эти же радиолинии используются для измерения параметров движения КА.

§ 2. Задачи измерений параметров движения КА и основные характеристики систем ОТИ

Определение текущих значений координат и составляющих вектора скорости КА с последующей обработкой для получения необходимой информации о его движении про-

изводится с помощью системы ОТИ, наземная радиоаппаратура которой размещается на специально оборудованных измерительных пунктах, а бортовая — на борту КА.

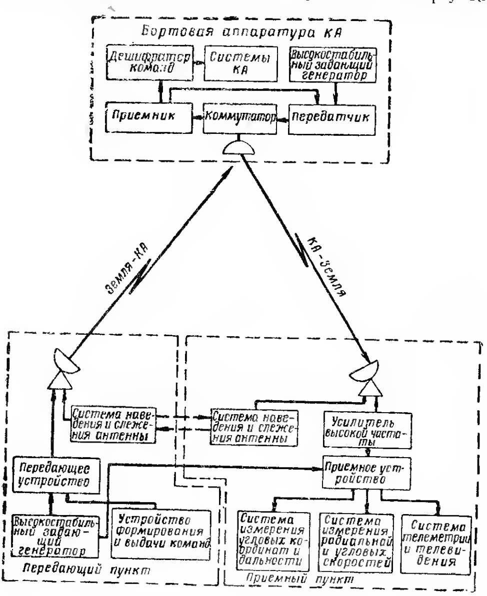


Рис. 267. Функциональная схема построения систем орбитальных измерений и радиоуправления (вариант)

Кроме того, системы ОТИ могут решать ряд самостоятельных задач: получение данных о положении КА в любой момент времени, определение точности запуска и контроль за правильностью полета, привязка результатов проводимых исследований, наводка остронаправленных антенн, установленных на Земле.

Назначение систем ОТИ определяет состав, размещение аппаратуры, а также характеристики систем. Различают системы измерения параметров движения ИСЗ (системы слежения за ИСЗ) и межпланетных КА, а также системы обнаружения и слежения за неизвестными и «молчащими» ИСЗ. Первые две системы включают аппаратуру, установленную на борту КА, и наземную измерительную аппаратуру. Третья система имеет только наземную измерительную аппаратуру и работает по принципу обычных радиолокационных систем. Она не только определяет параметры движения, но в отдельных случаях может выдавать информацию о типе ИСЗ.

Системы измерения параметров траектории межпланетных КА являются составной частью комплекса дальней космической связи и обычно совмещаются с системами телеметрии и радиоуправления.

Измеряемые параметры. Определение элементов орбиты (траектории) движения КА возможно, если известно его пространственное положение, а также величина и направление вектора скорости, т. е. шесть параметров движения КА, замеренные для одной точки. Принципиально возможно рассчитать орбиту (траекторию) КА по меньшему числу параметров движения, если замерить их в различные моменты времени или рассчитать параметры, измерение которых не проводилось, с помощью известных математических зависимостей.

С помощью систем ОТИ определяются: дальность до КА, угловые координаты (азимут и угол места), скорости изменения дальности (радиальная скорость) и угловых координат (угловые скорости).

В соответствии с определяемыми параметрами различают системы измерения дальности, системы измерения угловых координат и т. д. В зависимости от числа измеряемых параметров системы ОТИ могут быть однопараметрическими и многопараметрическими.

Дальность действия систем ОТИ определяется максимальным расстоянием, на котором необходимо вести слежение за КА. При слежении за ИСЗ системы должны действовать на расстоянии в десятки тысяч километров, а

при измерении параметров движения межпланетных космических кораблей — на расстоянии в сотни миллионов километров.

Требуемая дальность действия, как считают зарубежные специалисты, обеспечивается: постановкой на борт КА приемопередатчиков, имеющих мощность излучения 0,25—50 *вт* и чувствительность около 10^{-7}—10^{-10} *вт*; использованием наземных передатчиков с мощностью в импульсе до 10 *Мвт*, а при непрерывном излучении мощностью до 100 *квт*; увеличением чувствительности наземных приемных устройств путем сужения полосы пропускания приемного тракта и использования малошумящих усилителей высокой частоты типа параметрических и молекулярных усилителей с эффективной шумовой температурой на входе приемника 5—10° К; использованием остронаправленных наземных антенн, ширина диаграммы направленности которых измеряется минутами или единицами градусов. Остронаправленные антенны на КА в большинстве случаев наводятся в прогнозируемую точку с высокой точностью специальными системами.

В и д и с п о л ь з у е м о г о с и г н а л а. В зависимости от метода измерения параметров движения, заложенного в основу той или иной системы ОТИ по структуре сигнала, их радиотехническую аппаратуру делят на импульсную и с непрерывным излучением. При непрерывном излучении возможно использование различных видов модуляции сигнала. Параметры импульсного сигнала, а также вид и частота модуляции непрерывного сигнала определяются в соответствии с требованиями по разрешающей способности и однозначности измерений. Разрешающая способность характеризует возможности раздельного наблюдения и измерения координат близко расположенных друг к другу объектов и оценивается в отдельности по каждой координате. Требования по разрешающей способности предъявляются к системам, одновременно работающим по нескольким КА.

Д и а п а з о н ч а с т о т для систем ОТИ определяется рекомендациями МККР (см. табл. 76). Существующие зарубежные системы ОТИ используют частоты в широком диапазоне — от 108 до 10 000 *Мгц*.

Т о ч н о с т ь и з м е р е н и я принято характеризовать ошибками измерений. Точность определения любой величины Q, характеризующей орбиту или траекторию КА,

зависит от точности измерения параметров его движения h_i, т. е.

$$dQ = \sum \frac{\partial Q}{\partial h_i} dh_i.$$

Ошибки измерений делятся на систематические и случайные. Они могут быть вызваны средой, через которую происходит распространение радиоволн, и неблагоприятным взаимным расположением наземного комплекса аппаратуры и КА. Способы повышения точности измерений в основном заключаются в различного рода оптимизации измерительной системы. Оптимизация сводится к решению целого ряда задач. К ним, например, относятся: выбор оптимальной формы частотной характеристики измерительной системы, использование усреднения, построение многоканальных измерительных систем, уменьшение погрешностей, вносимых средой, путем выбора диапазона рабочих частот, рациональный выбор состава измерительной аппаратуры и ее размещение относительно траектории движения КА. Требования по точности зависят от назначения систем ОТИ.

Ошибки измерения параметров движения КА современными зарубежными системами характеризуются следующими пределами: по угловым координатам — от 20—40″ до 5—6′, по дальности — от 1,5 до 8—10 *м*, по радиальной скорости — от 0,05—0,1 *м* до 1—2 *м/сек*.

§ 3. Методы измерений параметров движения КА

Для реализации требований точности измерения параметров движения КА в системах ОТИ наибольшее распространение получили: для измерения радиальной и угловых скоростей — метод, основанный на эффекте Доплера; для измерения дальности и угловых координат — фазовый метод.

Методы измерения радиальной скорости КА

З а п р о с н ы й м е т о д (рис. 268). Радиальная скорость, измеряемая доплеровским методом, определяется по изменению частоты сигнала, излучаемого бортовым передатчиком, в зависимости от скорости КА. На борт КА

с Земли передается сигнал определенной частоты, который ретранслируется бортовым приемопередатчиком и принимается на Земле. Частота принятого сигнала будет

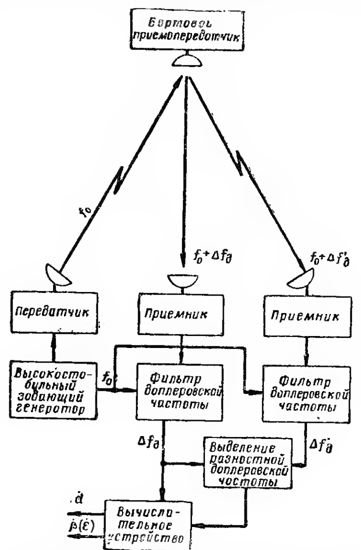


Рис. 268. Функциональная схема запросного метода измерения радиальной и угловой скоростей КА

отличаться от частоты запросного сигнала наземного передатчика. По разнице частот определяют радиальную скорость КА.

$$\dot{d} = 2c\Delta f_д / f_0, \qquad (266)$$

где c — скорость распространения радиоволн; f_0 — частота колебаний передатчика; $\Delta f_д$ — разность частот запросного и принятого сигналов (доплеровское смещение частоты).

Возможна модуляция несущей частоты запросного сигнала более низкими гармоническими частотами (поднесущими). В этом случае измерение доплеровского смещения частоты может осуществляться на частоте поднесущих.

Беззапросный метод. Измерение радиальной скорости доплеровским методом возможно и без использования радиолинии Земля — КА. Достаточно сравнить частоту бортового передатчика, измеренную на Земле, с известной номинальной частотой его излучения. При этом методе достигается повышенная помехоустойчивость и отпадает необходимость в установке на борту КА приемника, а на Земле передающей аппаратуры. Однако при беззапросном методе предъявляются высокие требования к точности сведения частот наземного и бортового генераторов с последующим сохранением их относительной стабильности не ниже 10^{-10}, что обеспечивает относительную точность измерения доплеровской частоты $\delta(\Delta f_д) = 10^{-5}\Delta f_д$.

Измерение угловых скоростей

Угловая скорость по азимуту $\dot{\beta}$ и по углу места $\dot{\varepsilon}$ определяется идентично по разности доплеровских частот, измеренных на двух разнесенных в пространстве измерительных пунктах. Для измерения угловых скоростей, как минимум достаточно три измерительных пункта, образующих при своем размещении два взаимно перпендикулярных направления. Угловая скорость изменения азимута

$$\dot{\beta} = \frac{c\left(\Delta f'_д - \Delta f_д\right)}{f_0 Б \sin\beta}, \qquad (267)$$

где $\Delta f'_д - \Delta f_д$ — разность частот Доплера, принятых двумя пунктами; $Б$ — расстояние между измерительными пунктами (база).

Измерение дальности и угловых координат фазометрическим методом

Принцип действия фазометрических систем измерения дальности до КА и его углового положения основан на измерении сдвига фаз Φ двух интерферирующих радиоволн (рис. 269), которая пропорциональна разности Δd пройденных ими расстояний, т. е.

$$\Phi = \frac{2\pi}{\lambda} \Delta d. \qquad (268)$$

В дальномерных системах разность фаз Φ пропорциональна расстоянию до КА, а в системах измерений угловых координат — угловому положению КА. Разность фаз

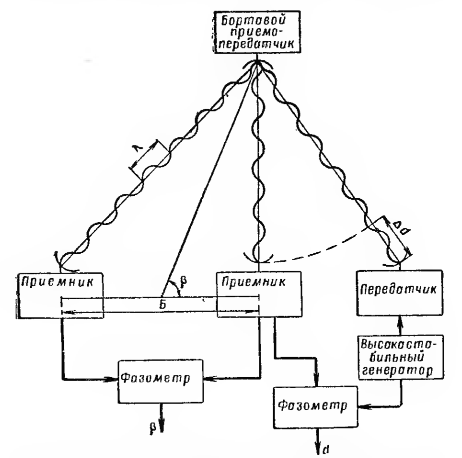


Рис. 269. Функциональная схема фазометрической системы измерения дальности d до КА и азимута A

может быть однозначно измерена только в пределах от 0 до 2π. Измерение разности фаз в бо̀льших пределах приводит к неоднозначности в измерениях, которая устраняется различными методами.

Для определения дальности до КА по радиолинии Земля — КА посылается сигнал запроса. Сигнал на борту КА ретранслируется и излучается на Землю. В зависимости от разности фаз принятого сигнала относительно сигнала запроса расстояние до КА

$$d = \Phi\lambda/4\pi. \qquad (269)$$

В целях обеспечения требуемой точности и однозначности измерений возможна модуляция непрерывного запросного сигнала несколькими частотами (поднесущими) с последующим измерением сдвига фазы поднесущих частот. Максимальная модулирующая частота определяется из условий точности, а минимальная — максимальной измеряемой дальностью с целью обеспечения однозначности измерений.

При измерении угловых координат сигнал бортового передатчика принимается одновременно двумя или более наземными пунктами, находящимися друг от друга на определенном, точно известном расстоянии $Б$ (рис. 269). Определив разность фаз сигналов, принимаемых этими пунктами, можно вычислить направление на КА по формуле

$$\beta = \arccos \frac{\Phi\lambda}{2\pi Б}. \qquad (270)$$

Точное и однозначное измерение углового положения выполняется, как и при измерении дальности, модуляцией сигнала или использованием антенной системы, состоящей не из двух, а из нескольких антенн, расположенных на различных расстояниях. Причем наибольшее расстояние выбирается из условий точности, а наименьшее — из условий однозначности измерений.

§ 4. Принципы радиоуправления КА

Системами радиоуправления называют системы, предназначенные для дистанционного управления функциями КА с помощью специальной радиолинии. В настоящее время системы РУ в основном используются для управления

движением центра масс КА при совместном с системой ОТИ решении задач, указанных в § 1 данной главы.

Радиоуправление ракетой-носителем. Для обеспечения движения спутника по заданной орбите необходимо, чтобы в момент выхода на орбиту спутник

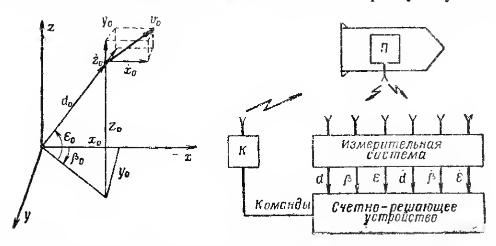


Рис. 270. Параметры движения КА в конце активного участка траектории

Рис. 271. Функциональная схема системы радиоуправления:
d, β, ε — координаты; $\dot d, \dot\beta, \dot\varepsilon$ — составляющие скорости КА

имел такую скорость v_0, которая соответствует данной точке орбиты. Орбита определяется шестью параметрами движения в конце активного участка: координатами точки выключения двигателя x_0, y_0, z_0 в прямоугольной стартовой системе координат и их производными $\dot x_0$, $\dot y_0$, $\dot z_0$ (рис. 270).

Система радиоуправления в общем виде включает измерительную систему, счетно-решающее устройство и командную радиолинию (рис. 271). Измерительная система (радиовизиры, дальномеры, доплеровские измерители скорости и т. п.) замеряет параметры движения d, β, ε и $\dot d$, $\dot\beta$, $\dot\varepsilon$. Счетно-решающее устройство непрерывно вычисляет действительную траекторию полета, сравнивает ее с расчетной и определяет необходимые команды бокового управления и команды на выключение двигателя. Выработанные команды по командной радиолинии передаются на борт ракеты. Управление боковым движением осуществляется в течение всего времени полета ракеты на активном участке (исключая его стартовую часть).

Основные преимущества системы РУ — большая точность управления, сравнительно небольшой вес и габариты бортовой аппаратуры.

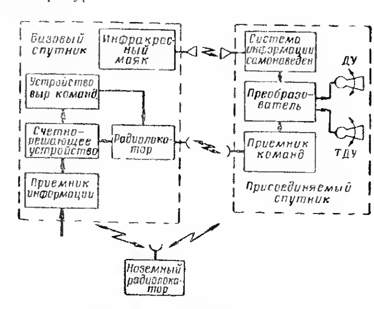


Рис. 272. Функциональная схема системы радиоуправления сближением КА:
ДУ — двигательная установка; ТДУ — тормозная ДУ

Прогнозирование орбиты и управление маневром КА. Теорию прогнозирования орбиты и управления маневром КА см. часть II, гл. 3—8.

Система РУ осуществляет прогнозирование орбиты и управление маневром КА с помощью аппаратуры, функциональная схема которой приведена выше (рис. 271).

Управление сборкой КА на орбите (в проекте). При сборке сначала на круговую орбиту радиуса $r_{кр}$ запускают базовый управляющий спутник, а затем присоединяемый к нему на эллиптическую орбиту, апогей которой лежит на круговой орбите. Наземный радиолокатор следит за обоими спутниками (рис. 272). Параметры орбит передаются на базовый спутник с Земли. После выхода на орбиты оба спутника стабилизируются в своих автономных системах координат. Параметры орбиты присоединяемого спутника корректируются с помощью ДУ.

Когда расстояние между спутниками станет несколько сотен километров, радиолокатор базового спутника с помощью счетно-решающего устройства осуществляет поиск и «захват» присоединяемого спутника, после чего измеряет его координаты в своей системе координат Счетно-решающее устройство на основе известных параметров орбит и измеренных координат присоединяемого спутника определяет углы θ и φ, на которые необходимо развернуть его двигательную установку и время ее включения. По радиолокатору соответствующие команды поступают на присоединяемый спутник. Счетно-решающее устройство определяет также углы разворота базового спутника. В расчетный момент включается ДУ и начинается сближение спутников до момента стыковки.

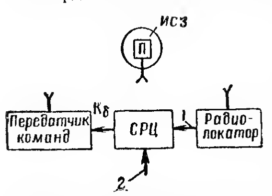


Рис. 273. Функциональная схема системы радиоуправления снижением КА (СРЦ — счетно-решающий центр):
1 — параметры действительной траектории; *2* — параметры опорной траектории

Радиоуправление спуском КА. Управление снижением КА или спуском с орбиты в принципе аналогично управлению на начальном участке. РУ в этом случае может использоваться для измерения высоты (радиовысотомер), слежения за КА (радиолокатор), передачи команды на включение ТДУ и других целей.

Система РУ на этом участке полета может выглядеть следующим образом (рис. 273). Радиолокатор измеряет высоту КА и текущую угловую дальность. Счетно-решающий центр на основе опорных траекторий вырабатывает угол δ, на который необходимо повернуть рули высоты. Выработанная СРЦ команда K_δ передается по командной радиолинии на рули высоты КА.

На конечном участке посадки КА радиосредства используются в основном для слежения за КА и определения места его посадки. В заключение необходимо отметить, что управление посадкой КА на другие планеты аналогично рассмотренному выше.

РАЗДЕЛ IV

СПЕЦИАЛЬНАЯ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННАЯ АППАРАТУРА

Глава 20

ОСЛАБЛЕНИЕ ИЗЛУЧЕНИЯ ОПТИЧЕСКОГО ДИАПАЗОНА АТМОСФЕРОЙ

§ 1. Ослабление оптического излучения атмосферой

Ослабление оптического излучения атмосферой происходит за счет рассеяния и поглощения энергии излучения. В видимой области спектра происходит в основном рассеяние, а в инфракрасной — избирательное поглощение.

Рассеяние энергии излучения происходит вследствие оптической неоднородности атмосферы и возникающих в силу этого преломления, отражения и дифракции лучистого потока на этих неоднородностях. По закону Бугера спектральный коэффициент пропускания рассеивающего слоя

$$\tau_{атм} = e^{-k_\lambda x}, \qquad (271$$

где $k_\lambda = k_{0,55}\left(\frac{0,55}{\lambda}\right)^4$ — коэффициент рассеяния; x — толщина слоя; $k_{0,55}=3,92/L$ — коэффициент рассеяния для $\lambda = 0,55$ *мк*; L — метеорологическая дальность видимости. *км* (табл. 88).

Таблица 88

Метеорологическая дальность видимости и коэффициент рассеяния

Состояние атмосферы	Дальность видимости, *км*	Коэффициент рассеяния, $км^{-1}$
Очень сильный туман	0,02	53,200
Сильный туман	0,05	53,200
Умеренный туман	0,2	13,300
Слабый туман	0,5	5,320
Сильная дымка	1,0	1,330
Слабая дымка	4,0	0,666
Ясно	10,0	0,265
Очень ясно	20,0	0,133
Исключительно ясно	50,0	0,0443

Поглощение излучения в атмосфере является избирательным и происходит на многоатомных молекулах паров воды, углекислого газа и озона. Количество водяных паров в атмосфере изменяется от 1 до 0,001% объема и измеряется в миллиметрах осажденной воды для столба атмосферы данного сечения. На длине пути луча в L *км* количество осажденной воды на уровне моря

$$W = \frac{216{,}7}{T} \cdot \frac{R_0}{100} E_{00} L, \qquad (272)$$

где T — температура слоя, °K; R_0 — относительная влажность, %, E_{00} — упругость насыщенных паров, *мб* (табл. 89)

Таблица 89

Упругость насыщенных паров

Температура, °C	Упругость насыщенных паров, *мб*	Температура, °C	Упругость насыщенных паров, *мб*
−50	0,0365	10	12,272
−40	0,1891	20	23,373
−30	0,5088	30	42,430
−20	1,2540	40	73,770
0	6,1078	50	123,400

Коэффициент пропускания τ_λ зависит от длины волны λ и содержания осажденной воды в атмосфере (табл. 90).

Таблица 90

Коэффициент пропускания световых волн парами воды

Длина волны, *мк*	Толщина слоя осажденной воды, *см*					
	0,1	0,5	1	5	10	20
0,3	0,937	0,860	0,802	0,574	0,428	0,263
0,4	0,937	0,860	0,802	0,574	0,428	0,263
0,5	0,956	0,901	0,861	0,695	0,573	0,433
0,6	0,968	0,929	0,900	0,799	0,692	0,575
0,7	0,972	0,937	0,910	0,800	0,722	0,615
0,8	0,965	0,922	0,891	0,758	0,663	0,539
0,9	0,890	0,757	0,661	0,326	0,165	0,050
1,0	0,968	0,929	0,900	0,779	0,692	0,575
1,2	0,937	0,860	0,802	0,574	0,428	0,263
1,4	0,782	0,536	0,381	0,064	0,005	0,000
1,6	0,994	0,986	0,980	0,956	0,937	0,911
1,8	0,406	0,062	0,008	0,000	0,000	0,000
2,0	0,953	0,894	0,851	0,674	0,552	0,401
2,2	0,994	0,982	0,980	0,956	0,937	0,911
2,4	0,937	0,860	0,802	0,574	0,428	0,263
2,6	0,110	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
2,8	0,017	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
3,0	0,552	0,181	0,063	0,000	0,000	0,000
3,2	0,766	0,506	0,347	0,035	0,005	0,000
3,4	0,914	0,811	0,735	0,448	0,285	0,130
3,6	0,982	0,958	0,947	0,866	0,812	0,738
3,8	0,994	0,986	0,980	0,956	0,937	0,911
4,0	0,990	0,977	0,970	0,930	0,900	0,870
4,2	0,982	0,958	0,947	0,866	0,812	0,738
4,4	0,937	0,860	0,802	0,574	0,428	0,263
4,6	0,874	0,723	0,617	0,262	0,113	0,024
4,8	0,812	0,595	0,452	0,117	0,018	0,001
5,0	0,736	0,451	0,286	0,017	0,000	0,000
5,2	0,539	0,168	0,052	0,000	0,000	0,000
5,4	0,268	0,013	0,000	0,000	0,000	0,000
5,6	0,029	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
6,0	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
7,0	0,200	0,020	0,003	0,000	0,000	0,000

Содержание углекислого газа в атмосфере составляет по объему 0,029%. Ослабление излучения за счет поглощения углекислым газом не зависит от метеоусловий. Основные полосы поглощения находятся на длинах волн 2,7; 4,3; 15 *мк* (табл. 91).

Таблица 91

Коэффициент пропускания световых волн углекислым газом

Длина волны, *мк*	Расстояние, *км*					
	1	5	10	50	100	200
0,3—1,2	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000
1,4	0,988	0,975	0,961	0,919	0,885	0,838
1,6	0,988	0,975	0,964	0,919	0,885	0,838
1,8	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000
2,0	0,931	0,847	0,785	0,541	0,387	0,221
2,2—2,6	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000
2,8	0,578	0,215	0,079	0,000	0,000	0,000
3,0—3,9	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000
4,0	0,994	0,986	0,989	0,955	0,937	0,911
4,2	0,182	0,003	0,000	0,000	0,000	0,000
4,4	0,026	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
4,6	0,985	0,966	0,951	0,891	0,845	0,783
4,8	0,922	0,828	0,759	0,492	0,331	0,169
5,0	0,995	0,999	0,986	0,968	0,954	0,935
5,2	0,955	0,899	0,857	0,687	0,569	0,420
5,4—7,0	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000

Для наклонных трасс количество осажденной воды

$$W_{нак} = \frac{2,167}{\cos\alpha} \int_0^H \left(\frac{p_H}{p_0}\right)^{0,5} \cdot \frac{R_0(H)}{T(H)} E_{00}(H)\, dH; \qquad (273)$$

эффективная дальность при поглощении CO_2

$$L_{эф} = \frac{1}{\cos\alpha} \int_0^H \left(\frac{p_H}{p_0}\right)^{1,5} dH, \qquad (274)$$

где α — зенитный угол; H — высота, *км*; $(p_H/p_0)^{0,5}$ и $(p_H/p_0)^{1,5}$ — высотные поправки на абсолютную влажность и содержание CO_2 (табл. 92); $R_0(H)$, $T(H)$ и $E_{00}(H)$ — функции от метеоусловий и времени года.

Основная часть атмосферного озона находится в слое атмосферы на высоте между 10 и 40 *км* с наибольшей концентрацией на высоте от 20 до 30 *км*. Наиболее важные полосы поглощения озона проходят в далекой ультрафиолетовой области спектра между 0,2 и 0,32 *мк* с $\lambda_{max} = 0,255$ *мк*; в видимой области с $\lambda_{max} = 0,6$ *мк* и в инфракрасной области спектра между 4,63 и 4,95 *мк*; 8,3 и 10,6 *мк*, 12,1 и 16,4 *мк*.

Таблица 92

Высотные поправки на абсолютную влажность и содержание CO_2

Высота, *км*	Высотная поправка		Высота, *км*	Высотная поправка	
	для водяных паров	для углекислого газа		для водяных паров	для углекислого газа
0,8	0,981	0,940	9,0	0,552	0,168
0,9	0,942	0,840	12,0	0,441	0,085
1,5	0,904	0,743	15,0	0,348	0,042
2,1	0,869	0,669	18,0	0,272	0,020
2,4	0,852	0,620	21,0	0,214	0,010
3,0	0,819	0,548	24,0	0,167	0,005
4,5	0,739	0,404	27,0	0,134	0,002
6,0	0,670	0,299	30,0	0,105	0,001

Таблица 93

Естественная освещенность земной поверхности днем (клк)

Высота Солнца, *град*	Безоблачно	Перистые облака, Солнце чисто, 2–3	4,5–6	7–8	9–10	Перистые облака, Солнце в облаках, 2–3	4,5–6	7–8	9–10	Перисто-кучевые облака, Солнце чисто, 2–3	4,5–6	7–8	9–10
5	4	4	5	5	5	3	4	4	4	4	5	5	5
10	9	10	10	10	11	7	7	7	8	10	11	12	13
15	15	15	16	16	17	11	12	12	13	16	17	18	20
20	23	24	24	25	25	16	17	17	18	24	26	28	30
25	31	32	33	33	37	21	22	22	26	32	35	38	41
30	39	40	41	43	48	25	26	28	33	41	44	48	52
35	48	49	51	53	69	30	32	34	41	51	54	59	63
40	58	58	60	64	69	35	37	40	46	60	64	69	74
45	67	68	70	73	79	41	43	46	52	69	74	79	84
50	76	77	79	83	86	46	48	52	57	79	83	88	93
55	85	86	88	92	97	51	53	57	62	88	92	97	101

Высота Солнца, *град*	Перисто-кучевые облака, Солнце в облаках, 2–3	4,5–6	7–8	9–10	Высококучевые облака, Солнце, 2–3	4,5–6	7–8	9–10	Высококучевые облака, Тень, 2–3	4,5–6	7–8	9–10
5	3	4	4	4	4	5	5	5	3	4	4	4
10	7	8	9	10	10	11	11	11	5	6	6	6
15	12	13	14	16	16	17	18	19	7	8	9	10
20	16	18	20	22	24	26	29	31	8	10	13	15
25	21	24	27	30	33	36	40	43	10	13	17	20
30	26	29	33	37	42	47	52	54	12	17	22	24
35	32	35	40	44	52	59	63	65	14	21	25	27
40	37	41	46	51	62	70	73	76	16	24	27	30
45	42	47	52	57	74	80	83	86	20	26	29	32
50	48	52	67	62	84	90	92	96	22	28	30	34
55	53	57	62	66	94	99	101	105	24	29	31	35

(Облачность, баллов: 2–3, 4,5–6, 7–8, 9–10)

Высота Солнца, *град*	Кучевые облака, Солнце, 2–3	4,5–6	7–8	9–10	Кучевые облака, Тень, 2–3	4,5–6	7–8	9–10	Слоисто-кучевые облака, Солнце, 2–3	4,5–6	7–8	9–10
5	4	5	5	5	3	4	4	4	4	4	5	4
10	10	11	11	10	5	6	6	5	9	10	11	9
15	16	18	17	16	7	9	8	7	16	17	17	16
20	25	27	27	26	9	11	11	10	24	27	28	27
25	34	37	37	35	11	14	14	12	33	37	39	38
30	43	46	46	44	13	16	16	14	42	47	50	47
35	52	56	56	54	14	18	18	16	52	57	60	59
40	62	65	66	65	16	19	20	19	61	66	70	72
45	70	75	76	75	17	21	22	21	70	76	81	86
50	81	84	85	86	19	22	23	24	79	84	90	96
55	90	93	95	95	20	23	24	25	88	93	99	105

Высота Солнца, *град*	Слоисто-кучевые облака, Тень, 2–3	4,5–6	7–8	9–10	Кучево-дождевые облака, Солнце, 2–3	4,5–6	7–8	9–10	Кучево-дождевые облака, Тень, 2–3	4,5–6	7–8	9–10
5	3	3	4	3	4	4	4	5	3	3	3	4
10	4	5	6	4	9	9	10	10	4	4	5	5
15	7	8	8	7	15	16	16	15	6	7	7	6
20	6	11	12	11	24	26	26	24	8	10	10	8
25	10	14	16	15	33	36	36	35	10	13	13	12
30	12	17	20	17	43	46	46	46	13	16	16	16
35	14	19	22	21	53	56	56	56	15	18	18	18
40	15	20	24	26	64	67	67	66	18	21	21	20
45	16	22	27	32	74	77	77	76	20	23	23	22
50	17	22	28	34	84	86	86	86	22	24	24	24
55	18	23	29	35	93	95	95	95	23	25	25	25

(Облачность, баллов: 2–3, 4,5–6, 7–8, 9–10)

Таблица 94

Естественная освещенность земной поверхности при снежном покрове (*клк*)

Высота Солнца, *град*	Безоблачно	Перистые облака								Слоисто-кучевые облака							
		Солнце чисто				Солнце в облаках				Солнце				Тень			
		Облачность, *баллов*															
		2–3	4,5–6	7–8	9–10	2–3	4,5–6	7–8	9–10	2–3	4,5–6	7–8	9–10	2–3	4,5–6	7–8	9–10
5	5	5	5	5	5	4	4	4	4	4	4	5	4	3	3	4	3
10	10	10	11	11	11	5	6	6	6	10	11	11	10	5	6	6	5
15	16	16	17	18	19	7	8	9	10	17	17	17	18	8	8	8	9
20	24	24	26	27	34	8	10	11	18	25	27	31	36	9	11	16	20
25	32	33	35	39	46	10	12	16	23	33	37	44	56	10	14	21	33
30	40	41	45	50	56	11	15	20	26	42	48	57	70	12	18	27	49
35	49	51	56	61	66	13	18	23	28	52	58	68	84	14	20	30	46
40	58	62	66	70	75	16	20	24	29	62	69	80	94	16	23	34	48

Таблица 95

Естественная освещенность земной поверхности в сумерках, *лк*

Высота Солнца под горизонтом, *град*	Без снегового покрова					Со снеговым покровом				
	без облаков	при облачности				без облаков	при облачности			
		верхней Ci	средней Ac	низкой			верхней Ci	средней Ac	сплошной без снегопада	низкой при снегопаде
				Sc	Ns					
0,0	651	—	459	—	244	675	598	589	259	243
0,5	541	520	419	389	131	473	470	473	185	182
1,0	395	397	337	301	75	348	365	434	134	141
1,5	285	275	244	260	70	241	239	314	103	151
2,0	203	204	153	186	28	158	152	190	83	107
2,5	139	148	98	126	15	106	106	133	56	70
3,0	$963\cdot10^{-1}$	867·	636·	899·	91·	750·	735·	843·	352·	359·
3,5	595·	526·	413·	478·	71·	501·	617·	525·	213·	189·
4,0	310·	293·	264·	279·	47·	277·	201·	276·	126·	108·
4,5	180·	194·	134·	165·	30·	163·	138·	146·	72·	65·
5,0	113·	100·	76·	107·	17·	86·	78·	91·	40·	33·
5,5	$601\cdot10^{-2}$	578·	429·	695·	82·	472·	456·	525·	218·	173·
6,0	313·	323·	210·	346·	49·	263·	249·	275·	115·	118·
6,5	182·	184·	127·	136·	27·	134·	122·	139·	66·	65·
7,0	105·	99·	78·	81·	13·	78·	71·	71·	38·	41·
7,5	$607\cdot10^{-3}$	540·	499·	574·	75·	443·	480·	447·	184·	249·
8,0	328·	338·	260·	328·	57·	260·	264·	297·	117·	153·
8,5	200·	191·	153·	168·	35·	163·	147·	195·	80·	89·
9,0	123·	123·	92·	108·	31·	110·	116·	136·	58·	55·
9,5	$855\cdot10^{-4}$	703·	597·	540·	261·	760·	760·	820·	440·	300·
10,0	501·	428·	369·	312·	76·	542·	373·	476·	239·	146·
10,5	244·	398·	169·	227·	57·	336·	238·	331·	152·	100·
11,0	146·	265·	113·	165·	33·	207·	161·	268·	105·	72·
11,5	85·	177·	76·	114·	24·	126·	110·	199·	78·	49·
12,0	56·	57·	52·	74·	17·	88·	73·	117·	61·	33·
12,5	37·	53·	34·	47·	10·	60·	49·	62·	43·	26·
13,0	26·	33·	24·	31·	8·	39·	34·	44·	30·	23·
13,5	19·	27·	17·	24·	6·	28·	22·	34·	21·	18·
14,0	15·	21·	12·	19·	6·	22·	16·	25·	16·	14·
14,5	12·	16·	9·	15·	5·	18·	13·	18·	13·	11·
15,0	10·	14·	8·	11·	4·	15·	11·	13·	11·	10·
15,5	8·	11·	7·	10·	4·	14·	10·	12·	9·	9·
16,0	7·	9·	6·	8·	3·	13·	9·	10·	8·	9·
17,0	7·	8·	5·	6·	3·	12·	8·	8·	8·	8·
18,0	6·	8·	5·	6·	3·	11·	8·	8·	8·	8·

§ 2. Освещенность земной поверхности

Источниками естественного освещения являются Солнце, люминесцирующие верхние слои атмосферы и звезды. Вторичными источниками служат освещенная Солнцем Луна и атмосфера, рассеивающая свет Солнца. Днем естественная освещенность земной поверхности зависит от высоты Солнца над горизонтом, облачности и снегового покрова (табл. 93 и 94). Освещенность в сумерках определяется свечением верхних слоев атмосферы вследствие рассеяния света Солнца, находящегося под горизонтом, молекулами газов воздуха (табл. 95).

Таблица 96

Естественная освещенность земной поверхности ночью, *млк*

Число дней от полнолуния	Высота Луны, *град*						
	10	20	30	40	50	60	70
	Прибывающая Луна						
12	0,1	0,3	0,5	0,8	1,0	1,2	1,3
11	0,3	0,8	1,5	2,1	2,6	3,1	3,5
10	0,6	1,6	3,0	4,4	5,5	6,6	7,4
9	1,1	3,2	5,7	8,2	10	12	14
8	1,8	5,3	9,3	13	17	20	23
7	2,9	8,3	15	21	27	32	36
6	4,3	12	22	32	40	48	53
5	5,9	17	30	44	55	66	74
4	7,8	22	40	57	73	87	97
3	10	29	52	75	95	113	127
2	13	38	67	97	123	146	163
1	17	48	87	124	158	188	210
0	21	62	110	158	201	239	267
	Убывающая Луна						
1	16	47	85	122	156	184	207
2	12	35	64	91	116	138	155
3	9,1	26	47	67	85	101	113
4	6,6	19	34	49	62	73	82
5	4,9	14	25	36	46	54	61
6	3,5	10	18	26	33	39	44
7	2,4	7,0	12	18	23	27	30
8	1,7	4,8	8,5	12	16	18	21
9	1,1	3,0	5,4	7,8	9,9	12	13
10	0,6	1,8	3,2	4,6	5,8	6,9	7,7
11	0,3	0,9	1,6	2,3	2,9	3,5	3,9
12	0,1	0,4	0,7	0,9	1,2	1,4	1,6

Естественная освещенность ночью в первую очередь зависит от фазы и высоты Луны и наличия облачности (табл. 96).

Глава 21

ОПТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ

§ 1. Оптические материалы, применяемые в космической технике

В качестве оптических материалов используется оптическое стекло, однородность и другие оптические константы которого находятся в пределах установленных допусков (табл. 97).

Для увеличения светопропускания и повышения контрастности изображения применяется просветление оптических деталей, достигаемое путем нанесения однослойных или многослойных покрытий на поверхности стекла (табл. 98).

В зеркальных и зеркально-линзовых оптических системах (см. § 2 настоящей главы) применяются отражающие покрытия, коэффициент отражения которых зависит от длины волны падающего излучения (табл. 99).

В ИК области спектра высокой отражательной способностью обладают серебро, золото, медь, радий и алюминий. Для длин волн, больших 4 *мк*, коэффициент отражения этих покрытий

$$\delta_A = 1 - 0{,}365\sqrt{\rho_0/\lambda}, \qquad (275)$$

где ρ_0 — удельное сопротивление металла, *ом · м/мм*^{3}; λ — длина волны, *мк*.

Показатель преломления оптического кварцевого стекла для температуры окружающей среды 24° С

$$n_\lambda^2 = 2{,}978645 + \frac{0{,}008777808}{\lambda^2 - 0{,}010609} - \frac{84{,}06224}{96{,}0000 - \lambda^2}. \qquad (276)$$

Таблица 97

Характеристики оптического стекла

Наименование оптического стекла	Марка стекла	Показатель преломления	Средняя дисперсия	Коэффициент дисперсии	Приращение показателя преломления при повышении t° на 1° С	Коэффициент линейного расширения в пределах температуры: от −60° до +20° С	Коэффициент линейного расширения в пределах температуры: от +20° до +120° С	Удельный вес, г/см³
Боросиликатный крон	К8	1,5163	806	64,1	$2{,}8 \cdot 10^{-6}$	$72 \cdot 10^{-7}$	$76 \cdot 10^{-7}$	2,52
Крон	К19	1,5181	841	61,7	2,6·	74·	80·	2,62
Баритовый крон	БК10	1,5688	1015	56,0	3,9·	65·	74·	3,12
Легкий флинт	ЛФ5	1,5749	1392	41,3	4,4·	66·	72·	3,23
Баритовый легкий флинт	БФ7	1,5795	1076	53,9	4,1·	68·	75·	3,23
Тяжелый крон	ТК16	1,6126	1050	58,3	2,1·	68·	72·	3,56
Флинт	Ф13	1,6199	1706	36,3	5,5·	71·	74·	3,63
Тяжелый баритовый флинт	БФ12	1,6259	1601	39,1	3,1·	83·	87·	3,67
Тяжелый флинт	ТФ10	1,8060	3178	25,4	9,7·	81·	83·	5,19

Таблица 98

Характеристики просветляющих покрытий

Вид покрытия	Оптические характеристики	Механическая прочность	Термическая прочность	Область применения
Ниобий или тантал. Катодным распылением в кислороде	Светопропускание германия и кремния в ИК области увеличивается до 0,96—0,98	Прочное покрытие	От +200 до −60°	Детали из германия и кремния для ИК области
Сернистый цинк. Испарением	Светопропускание германия в ИК области увеличивается до 0,96—0,98	Не очень прочное покрытие	—	Детали из германия. Форма любая. Размеры до 200 *мм*
1-й слой — танталовый эфир. Оптическая толщина 0,11 λ 2-й слой — кремниевый эфир; оптическая толщина 0,31 λ	σ_λ в зависимости от λ λ, *мк* — Интеграл σ_λ 0,45 — 0,021 0,52 — 0,012 0,56 — 0,010 0,64 — 0,028 0,80 — 0,108	Очень прочное покрытие	—	Поверхность деталей, расположенных внутри приборов, работающих в области 0,4—2 *мк*

Продолжение

Вид покрытия	Оптические характеристики	Механическая прочность	Термическая прочность	Область применения
1-й слой — смесь титанового и кремниевого эфиров 2-й слой — титановый эфир 3-й слой — кремниевый эфир	σ_λ для всех стекол равно 0,005—0,008. Равномерное пропускание в широкой области спектра	Очень прочное покрытие	—	Поверхность деталей, расположенных внутри приборов, при требовании возможно большего светопропускания. Диаметр до 200 *мм*
Вольфрам шестихлористый. Для просветления германия и кремния в ИК области	При толщине 2 *мк* прозрачно в области до λ = 9,5 *мк*; светопропускание германия и кремния увеличивается в максимуме до 0,95	Очень прочное покрытие для кремния и прочное для германия	От +750 до −60°C	Просветление оптических деталей из германия и кремния размером до 140 *мм*
Титановый эфир. Для просветления германия и кремния в ИК области (до 1,8 *мк*)	При оптической толщине 2 *мк* покрытие прозрачно до λ = 10,5 *мк*. Светопропускание увеличивается в максимуме до 0,98	Очень прочное покрытие для кремния и прочное для германия	1000°C	Просветление оптических деталей из германия и кремния размером до 140 *мм*
Ниобий и кремний	σ_A для оптического стекла К8 равен 0,006. Минимум отражения при толщине пленки 0,5λ равно 0,0004	Прочное покрытие	±60°C	Внешние и внутренние поверхности деталей размером до 80 *мм* в любых приборах

Примечание. σ_A — коэффициент отражения для источника света типа А (цветовая температура 2854° К по ГОСТ 7721—61 при углах падения луча 15°).

Таблица 99

Характеристики отражающих покрытий зеркал

Вид покрытия	Оптические характеристики	Механическая прочность	Термическая прочность	Область применения
Серебрение с защитой окисью алюминия	σ_A = 0,94—0,98, для λ = 0,25—0,35 *мк* снижается	Непрочное покрытие	±300° C	Хорошо защищенные зеркала с повышенным σ_A
Серебрение с защитой медью и лаком	σ_A = 0,88 — 0,92; для λ = 0,25 — 0,35 *мк* σ_A = 0,10 — 0,15	Особопрочное покрытие	+200° C ÷ −60° C	Лучший вид покрытия для деталей с передним отражением
Алюминирование с защитой одноокисью кремния	σ_A = 0,85—0,88; в ультрафиолетовой области σ_A резко падает	Прочное покрытие	+300° C ÷ −60° C	Наружные зеркала с внешним отражением и защищенные зеркала в приборах
Алюминирование с защитой фосфорнокислым алюминием и титановым эфиром	В видимой области σ_A = 0,92—0,94	Прочное покрытие	+300° C ÷ −60° C	Наружные зеркала с внешним отражением и защищенные зеркала в оптических приборах
Алюминирование внешнее с оксидированием фосфорнокислым алюминием и нанесением сернистого цинка	σ_A = 0,93—0,96. Максимум отражения в области спектра λ = 1 *мк* достигает 0,96	Не очень прочное покрытие	+300° C ÷ −60° C	Наружные зеркала с внешним отражением и зеркала, работающие в ИК области спектра (λ = 1 *мк*)
Золочение испарением с подслоем хрома	σ_A = 0,70. Для λ = 0,8 *мк* и более σ_A = 0,95	Не очень прочное покрытие	+300° C ÷ −180° C	Зеркала для ИК области спектра диаметром до 450 *мм*

Примечание. σ_A — коэффициент отражения для источника света типа *А* (цветовая температура 2854° К по ГОСТ — 61 при углах падения луча 15°).

Для изменения яркости и цветовых соотношений изображения и уменьшения хроматической аберрации в оптических системах применяются светофильтры, обладающие избирательным пропусканием лучистого потока. В оптико-электронных приборах, работающих в ИК области спектра, применяются полупроводниковые фильтры из NaCl, KCl, Ge, LiF, NaF, CaF, KBr и TlBr (рис. 274 и 275).

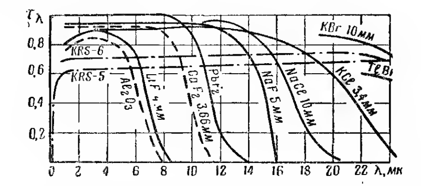


Рис. 274. Спектральные коэффициенты пропускания τ_λ оптических кристаллов (λ — длина волны)

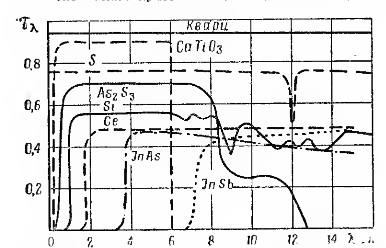


Рис. 275. Спектральные коэффициенты пропускания τ_λ некоторых ИК фильтров. При нанесении просветляющих покрытий коэффициент пропускания увеличивается до 0,92—0,98 (λ — длина волны)

В телевизионной и фотографической аппаратуре используются фильтры различных номеров из цветного стекла: ОС, ЗС, ЖЗС, КС и ИК (рис. 276 и 277).

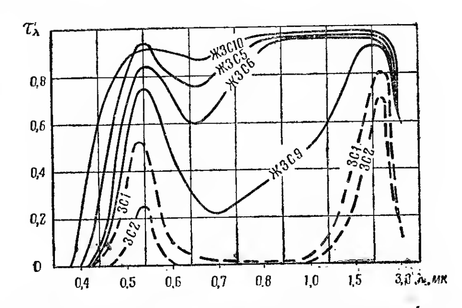


Рис. 276. Спектральные коэффициенты пропускания τ'_λ зеленых (ЗС) и желтозеленых (ЖЗС) оптических светофильтров из цветного стекла (λ — длина волны)

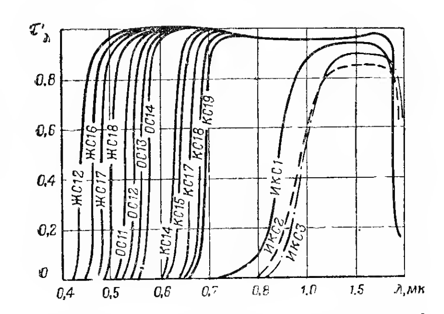


Рис. 277. Спектральные коэффициенты пропускания τ'_λ оранжевых (ОС), красных (КС) и инфракрасных (ИКС) оптических светофильтров из цветного стекла (λ — длина волны)

Коэффициент пропускания светофильтра нз оптнческого цветного стекла

$$\tau'_\lambda = (1-\rho)^2 \tau_\lambda, \qquad (277)$$

где $\rho = \left(\frac{n_D - 1}{n_D + 1}\right)^2$ — коэффициент отражения; $\tau_\lambda = 10^{-E_\lambda l}$ — коэффициент пропускания оптического стекла; E_λ — показатель поглощения (определяется по фотометрам); l — толщина фильтра; n_D — показатель преломления стекла.

§ 2. Оптические системы фотографических, телевизионных и ИК приборов

Оптические снстемы предназначаются для приема (передачн) и перераспределення лучистого потока с целью более эффективного его нспользования.

Оптические системы делятся на три группы: л и н з о в ы е (рис. 278), в которых лучистый поток перераспределяется в результате прохождения через преломляющие среды; з е р к а л ь н ы е (рис. 279), в которых лучнстый поток перераспределяется в пространстве в результате отраження от одного или нескольких зеркал различной формы; з е р к а л ь н о - л и н з о в ы е (рис. 280), сочетающие в себе свойства линзовых и зеркальных систем.

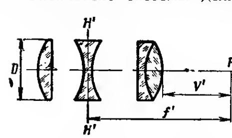


Рис. 278. Линзовая снстема: F' — фокус системы; f' — главное фокусное расстояние; V' — вершинное фокусное расстояние; D — диаметр объектива; $H'H'$ — главная плоскость объектива

Фотографическим объективом называется оптическая система, состоящая из комбинацин положительных нли положительных и отрицательных линз, дающая действительное обратное изображение объекта. Основными характеристнками объектива являются: фокусное расстояние; относнтельное отверстие н светосила; угол поля зрения; разрешающая способность.

Величина относительного отверстия D/f определяет освещенность фокальной плоскостн и, следовательно, яркость получаемого оптического изображения. Яркость нзображения пропорциональна квадрату относительного отверстня $(D/f)^2$, или светосиле. Эффективное значение светоснлы учитывает потерн света при прохождении его через объектив, т. е.

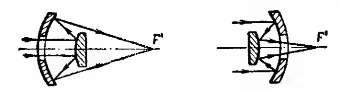


Рис. 279. Зеркальные системы: F' — фокус системы

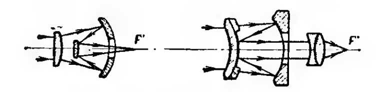


Рис. 280. Зеркально-линзовые системы: F' — фокус системы

$$(D/f)^2_{эф} = (D/f)^2 \tau_{опт}. \qquad (278)$$

где $\tau_{опт} = \Phi/\Phi_0$ — коэффициент светопропускання объектнва; Φ_0 — падающий на объектив световой поток; Φ — прошедший через объектив световой поток.

Коэффициент светопропускання объектива

$$\tau_{опт} = \tau_\rho \tau_\lambda = (1-\rho)^n (1-\alpha)^m, \qquad (279)$$

где τ_ρ — коэффициент пропускания объектива с учетом только потерь на отражение; τ_λ — коэффициент пропуска-

ния объектива с учетом только потерь на поглощение; α — коэффициент поглощения оптического материала; n — число отражающих поверхностей в объективе; m — толщина оптического материала;

По величине относительного отверстия объективы делятся на четыре группы: сверхсветосильные — до 1 : 2,8; светосильные — от 1 : 3,5 до 1 : 5,8; нормальные — от 1 : 6,3 до 1 : 9; малосветосильные — меньше 1 : 9. Коэффициент пропускания обычных объективов лежит в пределах 0,65—0,75, а сложных (фотографических) снижается до 0,50.

Освещенность в фокальной плоскости объектива от центра изображения к краю падает пропорционально четвертой степени косинуса угла наклона лучей (табл. 100):

$$E_\omega = E \cos^4 \omega, \qquad (280)$$

где ω — угол между главной оптической осью и лучом, проходящим в точку, находящуюся на некотором расстоянии от центра поля зрения; E — освещенность в центре; E_ω — освещенность наклонным лучом, составляющим угол ω с главной оптической осью.

Таблица 100

Величина $\cos^4 \omega$

ω, *град*	0	10	20	30	40	50	60	70
$\cos^4 \omega$	1,00	0,94	0,78	0,56	0,34	0,17	0,06	0,014

Изображение в виде круга, даваемое объективом, называется *полем изображения*. Угол 2β, ограниченный лучами, исходящими из задней главной точки объектива к краям поля изображения, называется *углом поля изображения* объектива (рис. 281). Практически угол 2β мало отличается от угла 2α и поэтому его называют также *углом поля зрения*.

По величине угла поля зрения объективы делятся на три группы: узкоугольные 2β<50° и $f > lm$; нормальные 70°>2β>50° и $f = lm$; широкоугольные 2β>70° и $f \ll lm$.

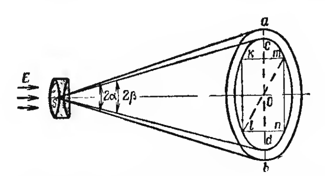


Рис. 281. Поле зрения (круг ab) и угол поля зрения (2α) объектива: круг dc — поле изображения; 2β — угол поля изображения; lm — диагональ снимка; $km = l_x$ — размер кадра по длине; $kl = l_y$ — размер кадра по ширине

Максимальное количество близко расположенных линий (предметов), раздельно изображаемых объективом на протяжении одного миллиметра плоскости изображения, называется *разрешающей способностью объектива*. Ее величина $R_{об}$ выражается числом линий на 1 *мм*.

$$R_{об} = 1/2\, d,$$

где d — толщина самых тонких штрихов, ясно различимых на изображении, *мм*.

Фотографические объективы должны обладать полной ортоскопичностью (неискаженностью изображения) с минимальными величинами аберраций; высокой разрешающей способностью; большим углом поля изображения; небольшим падением освещенности от центра к краям изображения; наибольшей светосилой. Основные характеристики некоторых объективов приведены в табл. 101.

Таблица 101

Основные характеристики объективов

Наименование объектива	Фокусное расстояние, *мм*	Угол поля зрения, *град*	Относительное отверстие	Разрешающая способность, *лин/мм*	
				в центре	по краю
Мир-1	37	60	1 : 2,8	45	23
Гелиос-44	58	42	1 : 2	35	14
Гелиос-40	85	30	1 : 1,5	32	16
Руссар-33	100	104	1 : 6,8	36	19
Орион-1а	200	92	1 : 6,3	33	—
Руссар-35	200	65	1 : 9	35	33
Телемар-22	200	12,5	1 : 4,5	38	—
Индустар-13	300	46	1 : 4,5	25	—
Таир-3	300	8	1 : 4,5	36	30
ЗМ-30-1	300	5	1 : 3	40	—
Тафар-3	350	40	1 : 6	39	30
МТО-350	350	5	1 : 5,6	—	—
Индустар-52	500	40	1 : 5	27	—
Ортониар-13	500	29	1 : 7	30	18
МТО-500	500	5	1 : 8	35	22
ЗМ-50-1	500	3	1 : 5,6	40	—
Телемар-2	750	32	1 : 6,3	30	—
Телемар-7	1000	24	1 : 7	30	—
МТО-1000-1	1000	2,5	1 : 10	35	22
ЗМ-1000-1	1000	1,5	1 : 6,8	40	—

Глава 22

ФОТОАППАРАТУРА, ПРИМЕНЯЕМАЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО ФОТОГРАФИРОВАНИЯ

§ 1. Назначение космической фотоаппаратуры и виды космического фотографирования

Космическая фотоаппаратура предназначена для фотографирования поверхности Земли и других планет с искусственных спутников или космических станций (кораблей). Данные космического фотографирования используются для создания топографических карт, а также для решения различных задач научного и хозяйственного значения.

В зависимости от задач применяются следующие виды космического фотографирования (рис. 282): плановое (S_1, S_2) — для создания топографических карт по космическим снимкам; перспективное (S_3) — для опознавания объектов

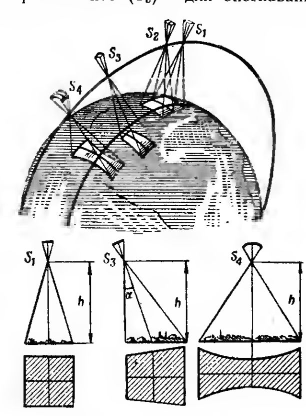


Рис. 282. Виды космического фотографирования:

S_1 S_2, — плановое; S_3 — перспективное; S_4 — панорамное планово-перспективное; h — высота полета космического аппарата; α — угол наклона оптической оси фотографирования

при совместной обработке с плановыми снимками; панорамное планово-перспективное (S_4) — для опознавания объектов, позволяет при съемке захватывать широкую полосу местности.

Космическая аппаратура для фотографирования может быть использована в двух вариантах: с обработкой фотопленки на борту и передачей изображения по радиоканалу (рис. 283, *а*); с доставкой фотопленки на Землю

(рис. 283, *б*). В состав космической фотоаппаратуры входят один или несколько фотоаппаратов, быстродействующая бортовая проявочная машина, блок преобразования

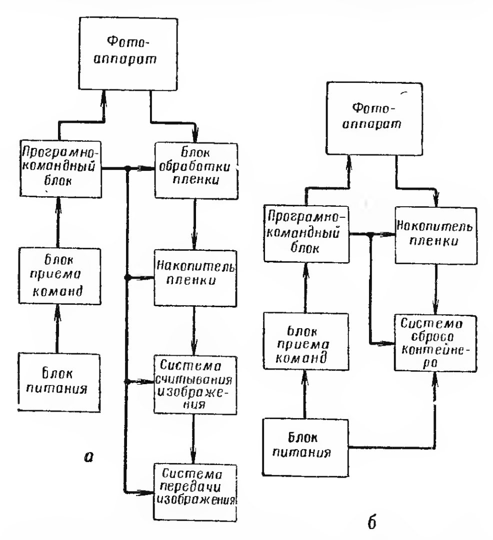


Рис. 283. Принципиальная блок-схема космической фотоаппаратуры: *а* — с обработкой фотопленки на борту и передачей изображений по радиотелевизионному каналу; *б* — с доставкой фотопленки на Землю

видимого негативного изображения в электрические сигналы, радиотелевизионный блок передачи изображения, контейнеры для доставки фотопленки на Землю, блок управления.

§ 2. Принципиальные схемы космических фотоаппаратов и их характеристики

Космическим фотоаппаратом называется автоматический оптико-механический прибор с управлением от программно-командного блока, предназначенный для фотографирования поверхности планет с больших высот. Фотоаппарат состоит из следующих узлов и механизмов: светонепроницаемой камеры, являющейся корпусом аппарата и защищающей фотоматериал от действия постороннего света; фотографического объектива, с помощью которого проектируется оптическое изображение фотографируемого объекта на светочувствительный слой фотоматериала; фотографического затвора, отмеривающего время экспонирования при фотографировании; механизма перемотки и выравнивания пленки; механизма компенсации сдвига изображения; кассеты, в которой помещается фотоматериал; программно-командного механизма, задающего режим работы фотоаппарата.

Корпус фотоаппарата изготовляется из легких алюминиевых сплавов, обладающих малым удельным весом и большой прочностью (электрона, силумина, дюраля и др.). В корпусе фотоаппарата помещаются объектив, затвор, механизм автоматической установки величины диафрагмы и выдержки и др. При изменении температуры происходит деформация корпуса фотоаппарата и расфокусировка объектива, т. е. изменение фокусного расстояния фотоаппарата на величину

$$\Delta f = \alpha' \left(t^\circ - t_0^\circ\right) f,$$

где α' — температурный коэффициент линейного расширения металла, из которого изготовлен корпус (табл. 102); t° — температура воздуха в носителе; t_0° — температура воздуха, при которой определены постоянные фотоаппарата.

Фотографический объектив должен иметь высокую светосилу, обеспечивать наибольший контраст оптического изображения в фокальной плоскости и обладать хорошими показателями в отношении сферической и хроматической аберраций и астигматизма, а ошибка дисторсии не должна превышать 0,04 *мм* при фокусном расстоя-

нии до 100 *мм* и 0,02 *мм* при фокусном расстоянии более 200 *мм* (см. гл. 21, § 2).

Таблица 102

Температурный коэффициент линейного расширения некоторых сплавов

Сплав	Температурный коэффициент линейного расширения
Силумин (сплав алюминия с кремнием)	$2{,}3 \cdot 10^{-5}$
Электрон (сплав магния с алюминием)	$2{,}6 \cdot 10^{-5}$
Дюралюминий (сплав алюминия с медью и некоторыми другими сплавами)	$2{,}0 \cdot 10^{-5}$
Бронза (сплав меди с оловом)	$1{,}7 \cdot 10^{-5}$
Инвар (сплав железа с никелем)	$1{,}7 \cdot 10^{-6}$

Фотографический затвор должен иметь высокий коэффициент светоотдачи, т. е. обладать способностью за время выдержки пропустить через объектив возможно больше световой энергии (см. § 3 данной главы). Отклонение поверхности фотопленки от плоскости прикладной рамки фотоаппарата не должно превышать 0,03—0,05 *мм* для длиннофокусных объективов и 0,01—0,02 *мм* для широкоугольных.

Механизм компенсации сдвига изображения предназначен для компенсации углового и линейного смещения фотоаппарата во время экспонирования, возникающих вследствие изменения пространственного положения носителя и приводящих к понижению резкости изображения.

Сдвиг изображения точек местности относительно краев прикладной рамки возникает по следующим причинам:

— движение КА по орбите с линейной скоростью v:

$$\delta_v = vtf/h;$$

— вращение Земли (см. раздел I, часть 2):

$$\delta_e = R_e\Omega_e tf\cos\varphi/h;$$

— изменение высоты полета h:

$$\delta_h = l\dot{h}t/h = Lf\dot{h}t/h^2;$$

— изменение углов тангажа θ, рыскания ϕ и крена γ:

$$\delta_\theta = f\dot{\theta}t/\cos^2\theta; \quad \delta_\psi = l\dot{\psi}t; \quad \delta_\gamma = f\dot{\gamma}t/\cos^2\gamma,$$

где t — время экспонирования; R_e, δ_e — радиус и угловая скорость Земли; φ — широта фотографируемого участка; l — удаление изображения предмета от центра фотоснимка; L — удаление предмета на местности от вертикали; $\dot{h}$, $\dot{\theta}$, $\dot{\phi}$ и $\dot{\gamma}$ — скорости изменения высоты полета, углов тангажа, рыскания и крена соответственно.

Суммарная величина сдвига для получения качественного снимка

$$\delta_{доп} \leqslant \sqrt{\delta_v^2 + \delta_e^2 + \delta_h^2 + \delta_\theta^2 + \delta_\psi^2 + \delta_\gamma^2}. \qquad (281)$$

Количество фотопленки, помещаемой в кассете,

$$L_{плен} = \eta\pi(R^2 - r^2)/l_{плен}, \qquad (282)$$

где η — коэффициент плотности намотки пленки; $l_{плен}$ — толщина фотопленки; R — наружный радиус катушки (радиус фланца); r — внутренний радиус катушки (радиус сердечника).

На борту ИСЗ «Самос» (США) установлен фотоаппарат (рис. 284), который обеспечивает получение панорамных планово-перспективных снимков местности. В зависимости от высоты орбиты, фокусного расстояния, скорости затвора, чувствительности фотопленки и других факторов разрешающая способность фотоаппарата (табл. 103) обеспечивает съемку наземных объектов размерами 20—0,5 *м*.

Для фотографирования поверхности Луны в США применялись два фотоаппарата типа LOPP (рис. 285, табл. 104).

Оба аппарата работают одновременно, причем камера *2* снимает местность, находящуюся в центре участка, снимаемого камерой *1*. Фотографирование производится

на общую пленку шириной 70 *мм*. Запас пленки рассчитан на 195 кадров. Интервал фотографирования от 2 до 8 *сек*. После экспонирования пленка поступает на устройство

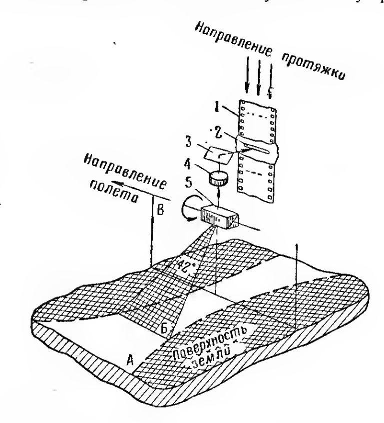


Рис. 284. Схема работы фотоаппарата ИСЗ «Самос»:

А — полоса земной поверхности, фотографируемая при полном цикле сканирования; *Б* — мгновенное поле обзора фотоаппарата; *В* — плоскость орбиты ИСЗ:

1 — 70-*мм* пленка; *2* — щель фотоаппарата; *3* — неподвижное зеркало; *4* — объектив; *5* — вращающаяся зеркальная призма, обеспечивающая сканирование

для обработки и проявляется со скоростью 76 *мм/сек*. Обработанная пленка хранится в специальном контейнере, откуда по команде с Земли поступает в считывающее устройство. Скорость передачи изображения — один кадр в 42 *мин*.

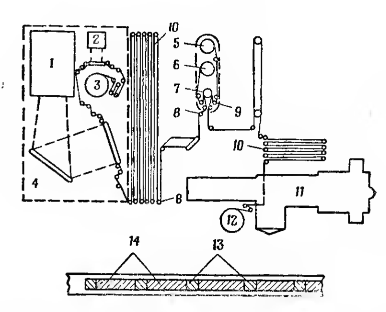


Рис. 285. Схема фотооборудования космического фотоаппарата LOPP:

1 — длиннофокусная камера; *2* — короткофокусная камера; *3* — неэкспонированная фотопленка; *4* — блок фотокамер; *5* — принимающая катушка с лентой, пропитанной химикалиями для обработки пленки; *6* — подающая катушка с лентой, пропитанной химикалиями для обработки пленки; *7* — проявочный барабан; *8* — направляющие ролики; *9* — устройство для обработки пленки; *10* — накопители пленки; *11* — устройство для считывания; *12* — принимающая катушка; *13* — участки пленки для экспонирования в короткофокусной камере; *14* — участки пленки для экспонирования в длиннофокусной камере

Таблица 103

Разрешающая способность фотоаппарата ИСЗ „Самос" (США) (разрешающая способность фотопленки 40 и 100 *лин мм*)

Высота фотографирования, *км*	Фокусное расстояние, *мм*					
	305		915		3660	
	40 *лин/мм*	100 *лин/мм*	40 *лин/мм*	100 *лин/мм*	40 *лин/мм*	100 *лин/мм*
190	16,09	6,43	5,33	2,13	1,34	0,54
240	20,11	8,05	6,86	2,68	1,68	0,67

Таблица 104

Характеристики фотоаппаратов LOPP (США)

Камера	Фокусное расстояние, *мм*	Светосила	Размер кадра, *мм*	Линейная разрешающая способность, *м*
1	76	4,5	69×69	8
2	640	5,6	69×219	1

§ 3. Характеристики фотографических затворов и их расчет

Фотографический затвор предназначен для пропускания светового потока через объектив к фотоматериалу в течение определенного, заранее установленного промежутка времени (продолжительность экспонирования).

В космических фотоаппаратах могут применяться три типа затворов: центральный, жалюзи, шторно-щелевой. Основными эксплуатационными характеристиками фотозатвора являются: оптический коэффициент полезного действия (о. к. п. д.); диапазон изменения продолжительности экспонирования и ее стабильность; способность не нарушать ортоскопичности фотоизображения; надежность работы и износоустойчивость.

Работа затвора определяется характеристической кривой (рис. 286). Пропускаемое затвором количество световой энергии в каждый момент времени t пропорционально площади S открытой в этот момент части отверстия объектива. Время, в течение которого затвор пропускает световую энергию, т. е. продолжительность экспонирования

$$t = t_о + t_п + t_з, \qquad (283)$$

где $t_о$ — время открывания затвора; $t_п$ — время, в течение которого затвор открыт полностью; $t_з$ — время закрывания затвора.

Центральный затвор (рис. 287) располагается между линзами объектива и своими лепестками открывает и закрывает действующее отверстие объектива симметрично центру. Для центрального затвора о. к. п. д.

$$\eta = 1 - \frac{4n}{3\pi} \frac{t_о}{t} \cdot \sin\frac{2\pi}{n}, \qquad (284)$$

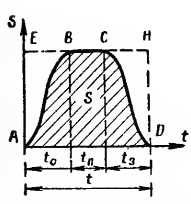


Рис. 286. Характеристическая кривая работы фотографического затвора:

$t_о$ — время открывания затвора; $t_п$ — время, в течение которого затвор полностью открыт; $t_з$ — время закрывания затвора ($t = t_о + t_п + t_з$)

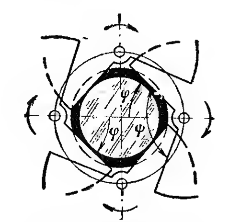


Рис. 287. Схема работы центрального затвора:

φ — угол открытия затвора, равный половине угла, образованного касательными к действующему отверстию объектива; ψ — рабочий угол лепестка затвора

где n — количество лепестков затвора. Так как $\frac{t_о}{t} = \frac{\varphi}{\omega} : \frac{\psi}{\omega} = \frac{\varphi}{\psi}$ (угловая скорость вращения лепестков), то

$$\eta = 1 - \frac{4n}{3\pi} \cdot \frac{\varphi}{\psi} \cdot \sin\frac{2\pi}{n}, \qquad (285)$$

где φ — угол открытия затвора; ψ — рабочий угол лепестка затвора.

Для центрального затвора с наивыгоднейшей формой лепестков при $\psi > 2\varphi$ о. к. п. д. достигает 0,80—0,85.

Центральный затвор применяется в широкоугольных и нормальных объективах, экспонирует одновременно все

точки изображения с выдержками до $^1/_{300}$—$^1/_{500}$ *сек* и не нарушает точность геометрического построения фотоизображения. В объективах с фокусным расстоянием $f>300$ *мм* их применение ограничено, а при больших диаметрах действующего отверстия — совсем невозможно, так как увеличиваются габариты затвора и масса лепестков.

Затвор типа жалюзи (рис. 288) располагается между линзами объектива и состоит из тонких, перекрывающихся между собой створок — стальных или из легких сплавов. При экспозиции они поворачиваются вокруг своих осей почти на 180° и при положении, параллельном оптической оси, пропускают максимум световой энергии. О. к. п. д. затвора типа жалюзи имеет разные значения:

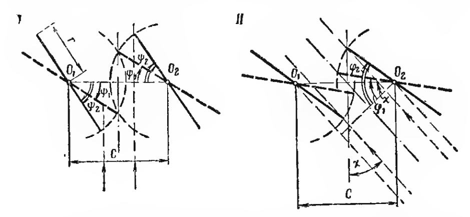


Рис. 288. Схема работы затвора типа жалюзи:
I — при прохождении центрального пучка лучей; *II* — при прохождении наклонного пучка лучей; *C* — расстояние O_1O_2 между осями вращения створок; *r* — половина ширины створки; ψ_1, ψ_2, φ_1, φ_2 — углы раскрытия створки; χ — угол наклона пучка падающих лучей к оптической оси

— для центрального пучка лучей

$$\eta = 1 - \frac{2r(1-\sin\psi_1)}{C(90^\circ-\psi_1)} = \frac{1-\sin\psi_1}{(90^\circ-\psi_1)\cos\psi_1}; \quad (286)$$

— для наклонного пучка лучей ($\varkappa$ — угол наклона лучей к оптической оси)

$$\eta = 1 - \frac{2r(1-\sin\varphi_1)}{C(90^\circ-\varphi_1)\cos\varkappa}, \quad (287)$$

где *r* — половина ширины створки; *C* — расстояние между осями вращения створок;

$$\psi_1 = \arccos(C/2r), \text{ а } \varphi_1 = \arccos(C\cos\varkappa/2r).$$

О. к. п. д. затворов типа жалюзи составляет 0,36—0,49. Затвор типа жалюзи используется только при длиннофокусных ($f>300$ *мм*), узкоугольных ($2\beta<30$—40°) объективах. При небольших углах поля зрения такие затворы не понижают заметно качество фотоизображения. При значительных диаметрах объектива в конструктивном отношении применение затворов типа жалюзи более целесообразно, чем центральных затворов.

Шторно-щелевой затвор (рис. 289) устанавливается в корпусе фотоаппарата в непосредственной близости от светочувствительного материала. Экспонирование изображения осуществляется через щель (обычно переменной ширины), образуемую краями двух шторок, перемещающихся параллельно плоскости кадра.

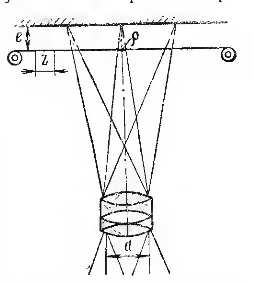


Рис. 289. Схема работы шторно-щелевого затвора:
d — диаметр действующего отверстия объектива; *f* — фокусное расстояние объектива; *z* — ширина щели; *l* — расстояние шторки от плоскости прикладной рамки; ρ — диаметр сечения светового пучка в плоскости шторки

О. к. п. д. шторно-щелевого затвора

$$\eta = \frac{1}{1 + l/(nz)}, \quad (288)$$

где *l* — расстояние шторки от прикладной рамки; *n* — величина, обратная относительному отверстию объектива; *z* — ширина щели.

О. к. п. д. шторно-щелевых затворов достигает 0,90—0,95.

Шторно-щелевые затворы проще по устройству, чем центральные и типа жалюзи, имеют высокую надежность, широкий диапазон времени экспонирования и короткие

выдержки (до $^1/_{1000}$—$^1/_{2000}$) Однако при работе шторки затвора нарушается точность геометрического построения фотоизображения.

§ 4. Выбор основных характеристик фотоаппарата

Основными характеристиками фотоаппарата являются: разрешающая способность $R_ф$; фокусное расстояние f; угол поля зрения 2β; размер кадра $l_x \times l_y$; продолжительность экспонирования (выдержка) t; габариты и вес.

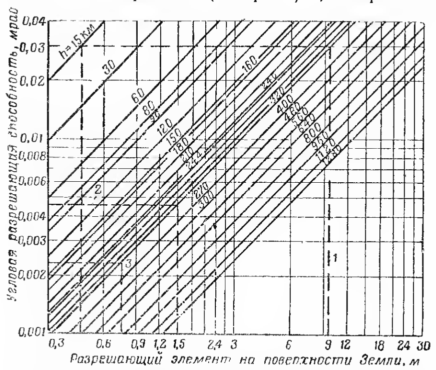


Рис. 290. Изменение угловой разрешающей способности $R_{об}$ в зависимости от линейного разрешения элемента на поверхности планеты и высоты h фотографирования:

1 — граница при фотографировании местности; *2* — граница при наблюдении; *3* — границы при максимальной детализировке

Необходимая угловая разрешающая способность оптической системы фотоаппарата $R_{об}$ определяется по линейному размеру разрешаемого элемента на местности и высоте фотографирования (рис. 290). По полученной угловой разрешающей способности выбирается необходимое фокусное расстояние и разрешающая способность $R_{фм}$

фотоматериала (рис. 291). Разрешающая способность фотоаппарата

$$R_ф = R_{об}R_{фм}/(R_{об} + R_{фм}), \qquad (289)$$

т. е. зависит от разрешающей способности объектива $R_{об}$ и разрешающей способности фотоматериала $R_{фм}$ (рис. 292).

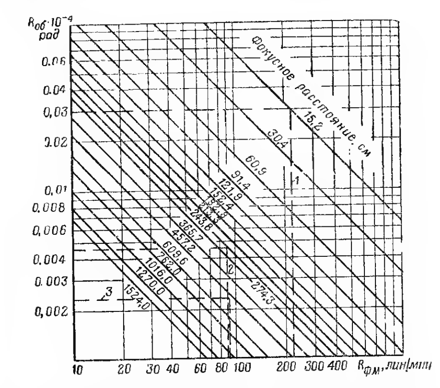


Рис. 291. Изменение разрешающей способности фотоматериала $R_{фм}$ в зависимости от угловой разрешающей способности $R_{об}$ и фокусного расстояния фотографической и телевизионной аппаратуры:

1 — границы при фотографировании местности; *2* — границы при наблюдении; *3* — границы при максимальной деталировке

По выбранному фокусному расстоянию f определяется угол поля зрения 2β и размеры кадра фотоаппарата l_x по направлению полета и l_y перпендикулярно к нему с помощью графика (рис. 293) или формулы

$$\operatorname{tg} \beta = \sqrt{l_x^2 + l_y^2}/2f. \qquad (290)$$

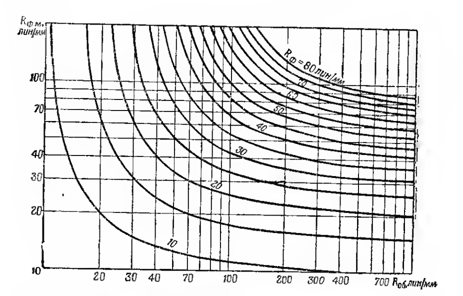


Рис. 292. Изменение разрешающей способности фотоаппарата $R_ф$ в зависимости от разрешающей способности объектива $R_{об}$ и разрешающей способности фотоматериала $R_{фм}$

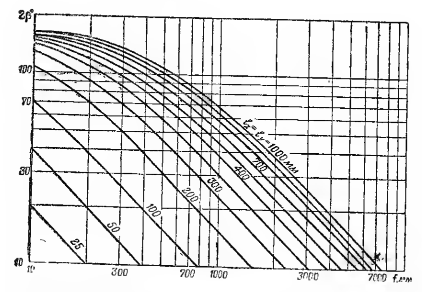


Рис. 293. Изменение угла поля зрения 2β в зависимости от фокусного расстояния f и размеров кадра $l_x(l_y)$

Для получения оптимальных результатов фотосъемки в зависимости от используемого фотоматериала применяются светофильтры (см. гл. 21, § 1). Диаметр светофильтра $D_{сф}$ должен соответствовать углу поля зрения объектива. Его величина определяется из выражения

$$D_{сф} = D_{вх} + (l_1 + l_2)\left(D_{вых} + \sqrt{l_x^2 + l_y^2}\right)/f, \qquad (291)$$

где $D_{вх}$, $D_{вых}$ — диаметры входной и выходной линз объектива; l_1 — расстояние от передней линзы объектива до фильтра; l_2 — толщина светофильтра.

Толщина светофильтра должна составлять $^1/_{15}$—$^1/_{10}$ его диаметра.

Затвор выбирается по величине его о. к. п. д., степени его надежности, времени экспонирования и других характеристик (гл. 22, § 3). Необходимое время экспонирования должно удовлетворять условию

$$\frac{\delta_{доп} h}{vf} \geqslant t = \frac{40}{\rho E \tau_{опт} \tau'_{\lambda} \tau_{атм} d^2 \eta S_{0,85}}, \qquad (282)$$

где $\delta_{доп}$ — допустимый сдвиг изображения; ρ — средний коэффициент отражения объекта съемки; E — суммарная средняя освещенность объекта съемки (гл. 20, § 2); $\tau_{опт}$ — коэффициент пропускания объектива (гл. 21, § 2); τ'_{λ} — коэффициент пропускания фильтра (гл. 21, § 1); $\tau_{атм}$ — коэффициент пропускания атмосферой (гл. 20, § 1); η — о. к. п. д. затвора; d — диаметр объектива; $S_{0,85}$ — чувствительность фотоматериала; h — высота фотографирования; v — скорость КА при фотографировании.

Глава 23

КОСМИЧЕСКИЕ ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ СИСТЕМЫ

§ 1. Классификация и назначение космических телевизионных систем

Космические телевизионные системы в зависимости от решаемых задач, принципов построения аппаратуры и путей прохождения информации делятся на три группы:

Земля — космос — Земля (см. гл. 16, § 6); космос — Земля или Земля — космос; космос — космос.

Телевизионные системы космос — Земля предназначены для визуального контроля с Земли за жизнедеятельностью космонавтов («космовидение»), контроля за работой некоторых узлов и устройств космических аппаратов, передачи изображений облачных покровов и поверхности Земли, а также Луны и планет, звездного неба, наблюдаемого в телескопы, установленные на КА.

Телевизионные системы Земля — космос предназначены для передач с Земли при длительных космических полетах КА с людьми.

Телевизионные системы космос — космос включают телевизионные системы посадки лунных и межпланетных кораблей; телевизионные системы для сборки или индикации космических кораблей на орбите; телевизионные системы контроля космонавтом функционирования узлов, агрегатов и аппаратуры труднодоступных отсеков космических кораблей; системы двусторонней телевизионной связи при выполнении несколькими космическими кораблями одной задачи.

Телевизионные системы или их элементы могут применяться также для целей навигации космических кораблей.

§ 2. Принципы построения космических телевизионных систем

Аппаратура космических телевизионных систем (ТВС) должна иметь малый вес и габариты, высокую надежность и потреблять небольшое количество энергии.

В зависимости от назначения в ТВС используются два варианта получения и преобразования изображения: с непосредственной передачей изображения в радиоканал и с предварительным запоминанием информации. Непосредственная передача применяется в случаях, когда потребителя информации интересует динамика поведения наблюдаемого объекта или требуется высокая оперативность получения информации. Информация на борту запоминается с помощью записей сигналов изображения на магнитную ленту, термопластическую (рис. 294) или фотографическую (рис. 295) пленку.

Передача изображений может осуществляться непрерывным и дискретным способами. При дискретном способе имеется возможность регенерации сигнала при передаче от одного промежуточного пункта к другому и при перезаписи изображений (помехи не накапливаются и не влияют на сообщение, пока не превзойдут некоторого порога), сокращения полосы частот путем статистического кодирования и обмена, передачи сообщения по цифровой системе связи, обработки изображения с помощью цифровых вычислительных машин.

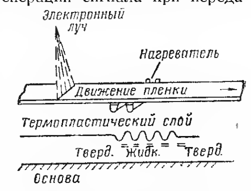


Рис. 294. Принципиальная схема термопластического метода получения изображения

Предельная пропускная способность канала связи

$$C = 2F \lg \sqrt{(P_c + P_ш)/P_ш} = 2F \lg m_{разл} \qquad (283)$$

и достигается, если сигнал и шум имеют нормальное распределение и равномерную спектральную плотность ($\sqrt{(P_c + P_ш)/P_ш}$ — отношение эффективных значений принятого сигнала и шума, которое может быть истолковано как число различных значений сигнала — $m_{разл}$).

Если система с пропускной способностью C используется в течение времени T, то предельное количество информации

$$I_{инф} = CT = 2F \lg \sqrt{(P_c + P_ш)/P_ш} \text{ дв. ед.}, \qquad (284)$$

где F — полоса пропускания.

Формула показывает возможность обмена между параметрами системы связи (при $I_{инф} = \text{const}$).

Если в n раз увеличить время передачи данного количества информации (при $m_{разл} = \text{const}$), можно в n раз сократить полосу частот. Дальность передачи при этом повышается пропорционально $\sqrt{n}$. Возможен также обмен динамического диапазона на полосу частот. Однако при сужении полосы в k раз, чтобы сохранить то же

количество информации, необходимо увеличить отношение (сигнал/шум) в $\sqrt{(P_c/P_ш)^{k-1}}$ раз.

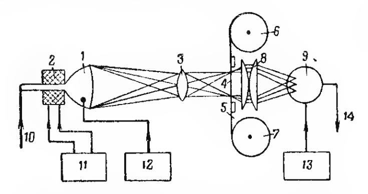


Рис. 295. Блок-схема устройства для преобразования информации, записанной на фотопленку, в телевизионный сигнал:
1 — развертывающая электроннолучевая трубка с бегущим световым пятном; *2* — фокусирующая и отклоняющая системы; *3* — объектив; *4* — кадровое окно; *5* — фотопленка; *6* — подающая кассета; *7* — принимающая кассета; *8* — конденсор; *9* — фотоэлектронный умножитель; *10* — гасящие и синхронизирующие импульсы; *11* — генератор развертки; *12* — источник питания трубки; *13* — источник питания фотоэлектронного умножителя; *14* — сигнал изображения

§ 3. Телевизионная аппаратура метеорологических ИСЗ

Метеорологические ИСЗ, оснащенные телевизионной аппаратурой дают в течение небольшого промежутка времени информацию о глобальном распределении облачного покрова Земли, что повышает достоверность и оперативность прогноза погоды.

Для метеорологических спутников наиболее выгодны круговые полярные орбиты, так как телевизионные камеры, установленные на ИСЗ, смогут «обозреть» всю земную поверхность и нет необходимости вводить поправки на изменение высоты орбиты. Процессы в атмосфере захватывают огромные территории, поэтому необходимо иметь не только информацию, осредненную по большим площадям, но и информацию, характеризующую локаль-

ные процессы сравнительно малой протяженности (тайфуны, ураганы и др.).

Ширина зоны обзора на поверхности Земли зависит от высоты орбиты спутника и поля зрения системы (рис. 296).

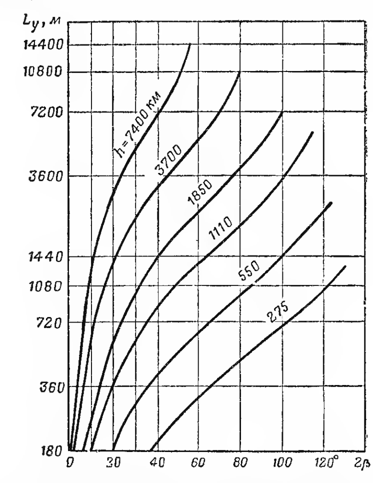


Рис. 296. Изменение ширины L_y зоны обзора на поверхности Земли в зависимости от высоты h орбиты спутника и поля зрения 2β оптической системы

Автоматическая телевизионная система метеорологического ИСЗ типа «Нимбус» (рис. 297) обеспечивает получение изображения облачного покрова и передачу его наземным станциям в пределах оптической видимости. Высота орбиты (полярной) — 1100 *км*; наклонение орби-

ты — 80°; стабилизация — по трем осям; количество телевизионных камер — 3; общий угол поля зрения телевизионных камер — 105°; угол обзора отдельной камеры — 35°. Оптическая ось центральной телевизионной ка-

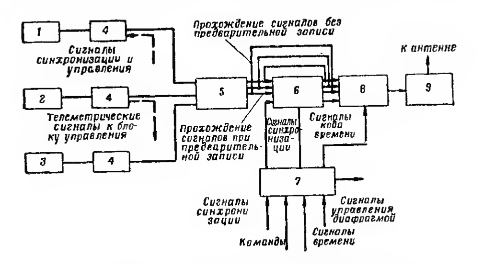


Рис. 297. Блок-схема аппаратуры метеорологического спутника:

1, 2, 3 — передающие телевизионные камеры; *4* — электронные блоки; *5* — частотный модулятор; *6* — устройство записи сигналов на магнитную ленту; *7* — блок синхронизации и управления; *8* — блок уплотнения каналов; *9* — радиопередающее устройство

меры направлена по местной вертикали, две другие — под углом 35° к местной вертикали в плоскости, перпендикулярной к вектору скорости. Такое расположение телевизионных камер обеспечивает одновременный охват участка (рис. 298) размером 2700×835 *км*. За один оборот спутника производится 32 экспозиции всеми тремя каналами (10% земной поверхности). Запас магнитной ленты обеспечивает запись 64 изображений (2 оборота), которые могут быть переданы на наземные пункты за 10 *мин*.

При одном обороте ИСЗ плоскость орбиты смещается на 25° и перекрытие кадров по долготе происходит на широте 50°. Разрыв по долготе на экваторе — 1140 *км*. Кадры экспонируются через 108 *сек* и дают перекрытие 10%.

В телевизионных камерах применена трубка типа видикон: диаметр — 25 *мм*; число строк — 800; время экспозиции — 40 *мксек*; время считывания — 6,5 *сек*; разрешаемый элемент на местности: для центральной камеры — 0,8 *км*, для боковых камер — 2,7 *км*; мощность передатчика — 5 *вт*.

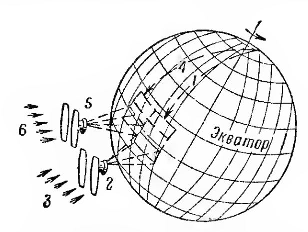


Рис. 298. Схема охвата земной поверхности телевизионными камерами метеорологического спутника:

1 — траектория первого оборота; *2* — положение спутника на первом обороте; *3* — направление солнечных лучей на первом обороте; *4* — траектория второго оборота; *5* — положение спутника на втором обороте; *6* — направление солнечных лучей на втором обороте

§ 4. Телевизионные системы для передачи изображения поверхности Луны

При фотографировании и визуальных наблюдениях, проведенных с помощью наземных телескопов, не удается различить на поверхности Луны детали менее 300—500 *м* в поперечнике. Существенным препятствием для наблюдений является атмосфера Земли. Кроме того, известная особенность движения Луны делает недопустимым для земного наблюдателя 41% лунной поверхности. Изучить поверхность Луны с высокой разрешающей способностью можно с помощью автоматических межпланетных станций (АМС), оборудованных телевизионной или фототелевизионной аппаратурой.

Особенности конструкции телевизионной аппаратуры зависят от поставленных задач и способа доставки аппаратуры на борту АМС в район Луны.

Облет Луны по геоцентрической орбите (рис. 299 и 300). С помощью АМС «Луна-3», оборудо-

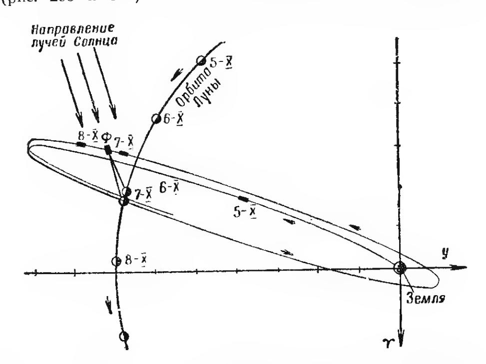


Рис. 299. Траектория автоматической межпланетной станции (проекция на плоскость земного экватора). Положение АМС и Луны даны на 0.00 всемирного времени; *Ф* — фотографирование обратной стороны Луны

ванной фототелевизионной аппаратурой, было получено изображение обратной стороны Луны. Фотографирование производилось в благоприятных условиях освещения. Во время движения АМС в сторону Земли снимки обратной стороны Луны были переданы на Землю по телевизионному каналу, при этом каждый кадр изображения раскладывался на 1000 строк.

Пролет вблизи Луны по гелиоцентрической орбите (рис. 301 и 302). С помощью АМС «Зонд-3», оборудованной фототелевизионной аппаратурой, были получены изображения областей Луны, ранее недоступных для наблюдения с Земли. Передача изображений

лунной поверхности производилась при удалении АМС от Земли по телевизионному каналу.

Некоторые характеристики фототелевизионного комплекса: число строк в кадре — 1100; четкость вдоль строки — 860 элементов; время передачи кадра — 34 *мин*.

В системе предусмотрена многократная передача изображений.

Жесткая посадка на Луну. При данном

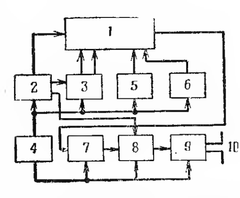


Рис. 300. Блок-схема бортовой фототелевизионной аппаратуры АМС:

1 — фототелевизионное устройство памяти и считывания; *2* — синхрогенератор; *3* — генератор развертки; *4* — источник питания; *5* — питание электроннолучевой трубки; *6* — питание фотоэлектронного умножителя; *7* — усилитель сигналов изображения; *8* — смеситель; *9* — модулируемый генератор; *10* — передающая антенна

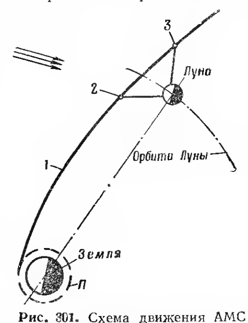


Рис. 301. Схема движения АМС «Зонд-3» 20.VII.1965 г. около Луны при фотографировании:

1 — траектория АМС; *2* — начало фотографирования (4 *час* 24 *мин*, *h* = 11600 *км*); *3* — конец фотографирования (5 *час* 32 *мин*, *h* = 10 000 *км*); *П* — промежуточная орбита

способе доставки КА на поверхность Луны применяется телевизионная аппаратура (рис. 303), которая предназначена для экспонирования и передачи изображений участков лунной поверхности при подлете космического аппарата на расстояния от нескольких тысяч километров до нескольких сотен метров. Система состоит из 6 камер типа видикон, скомпанованных в два независимых канала (табл. 105).

Оба комплекта включаются за 25—15 *мин* до подлета к Луне и после 70-секундного прогрева одновременно передают информацию на Землю.



Рис. 302. Фотография обратной стороны Луны, переданная автоматической межпланетной станцией «Зонд-3» (сделана 20.VII.1965 г. в 5 *час* 25 *мин* по московскому времени; изображены экваториальная и северная части обратной стороны Луны до границы освещенной области)

М я г к а я п о с а д к а н а Л у н у. Автоматические лунные станции (АЛС) «Луна-9» и «Луна-13» предназначены в основном для передачи на Землю изображения лунных панорам с высоким разрешением. АЛС оборудованы телевизионной системой со специальной панорамной

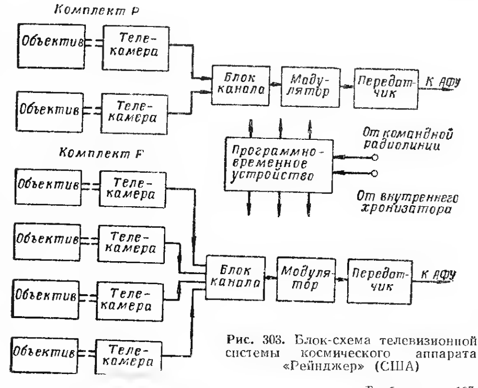


Рис. 303. Блок-схема телевизионной системы космического аппарата «Рейнджер» (США)

Таблица 105

Состав телевизионной аппаратуры АМС „Рейнджер“
(рис. 303)

Наименование	Комплект Р	Комплект F
Количество камер, шт.	2	4
Угол поля зрения, *град*	25 и 8,4	6,3 и 2,1
Фокусное расстояние, *мм*	25 и 76	25 и 76
Светосила	1 : 0,95 и 1 : 2	1 : 0,95 и 1,2
Длительность экспозиции, *сек*	1/200 и 1/500	1/200 и 1/500
Число строк разложения	800	800
Время передачи одного кадра, *сек*	2,56	0,2
Время подготовки камеры, *сек*	2,56	0,6
Полоса видеосигнала, *Мгц*	0,125	1,6
Несущая частота передатчика, *Мгц*	958,5	960,58
Мощность бортового передатчика, *вт*	60	60
Время подготовки системы, *сек*	70	70
Разрешающая способность, *м*	50	0,5

телевизионной камерой (рис. 304). Объект передачи представляет собой почти неподвижное изображение, так как изменением длины теней от элементов рельефа за счет изменения высоты Солнца (0°,5 в 1 *час*) можно пренебречь. Это определило особенности конструкции телевизионной системы.

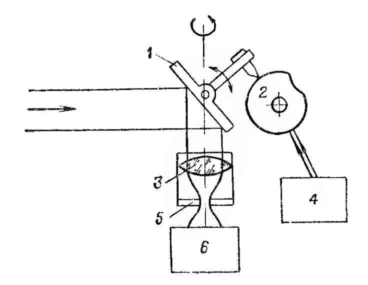


Рис. 304. Схема телевизионной панорамной камеры:
1 — зеркало; *2* — кулачок; *3* — объектив; *4* — двигатель (вращает кулачок и камеру); *5* — диафрагма; *6* — светоприемник

Зеркало *1* камеры совершает два движения: качание по вертикали — строчная развертка и медленное вращение в горизонтальной плоскости — кадровая панорамная развертка. Камера оборудована автоматической регулировкой чувствительности, обеспечивающей передачу качественных изображений в диапазоне 80—150 000 *лк*.

Некоторые характеристики телевизионной системы

Разрешающая способность по строке	500 элементов
Угловая разрешающая способность	0°,06
Угловые размеры панорамы	29°×360°
Время обратного хода по строке (в % от периода строки)	10%
Соотношение сторон панорамы	1 : 12,5
Число строк в панораме	6000

Погрешность развертывающего устройства	$< \frac{1}{3}$ элемента
Глубина резкости объектива	от 1,5 *м* до ∞
Минимальное разрешение на местности	1,5—2 *мм*
Величина базы для стереоскопических снимков	0,5 *м*
Расстояние камеры до грунта	0,6 *м*
Время передачи полной панорамы:	
в нормальном режиме	100 *мин*
в режиме просмотра	20 *мин*
Скорость передачи изображения (строки) в нормальном режиме	1 $сек^{-1}$
Несущая частота передатчика	183,538 *Мгц*
Модуляция	ЧМ

Возможно применение и чисто телевизионного способа для получения изображения лунной поверхности при мягкой посадке КА (например, КА типа «Сервейер»). Для передачи стереоскопических снимков система имеет две телевизионные камеры. Для реконструирования на Земле цветных изображений перед объективами камер попеременно устанавливаются зеленый и красный светофильтры

Некоторые характеристики телевизионной системы КА типа „Сервейер"

При ненаправленной антенне:	
число строк разложения	200
полоса видеосигнала	1,2 *кгц*
минимальный разрешаемый элемент	19 *мм*
При узконаправленной антенне:	
число строк разложения	600
полоса видеосигнала	200 *кгц*
минимальный разрешаемый элемент	6,3 *мм*
Расстояние камеры до опоры КА	2,4 *м*
Глубина резкости объектива	от 1,2 *м* до ∞
Скорость передачи снимка	1,1 *сек*
Фокусное расстояние объектива	25 и 100 *мм*
Угол поля зрения объектива	25°,4 и 6°,4
Угловая разрешающая способность	$2\cdot10^{-4}$ и $0,5\cdot10^{-4}$ *рад*
Длительность экспозиции	150 *м сек*
Мощность принимаемого сигнала на 1 *вт*	101,7 *дб*

Облет Луны по селеноцентрической орбите. Крупномасштабные снимки лунной поверхности получены с АМС «Луна-12» и КА типа «Лунар Орбитер». Станции обоих типов оборудованы фототелевизионными системами. Детальность снимков зависит от разрешающей способности системы и высоты фотографирования.

На рис. 305 представлен один из снимков лунной поверхности (участок моря Дождей площадью 50 $м^2$). Наименьшие кратеры, видимые на снимке, достигают в поперечнике 15—20 *м*. Снимок сделан станцией «Луна-12» с высоты 100 *км*.

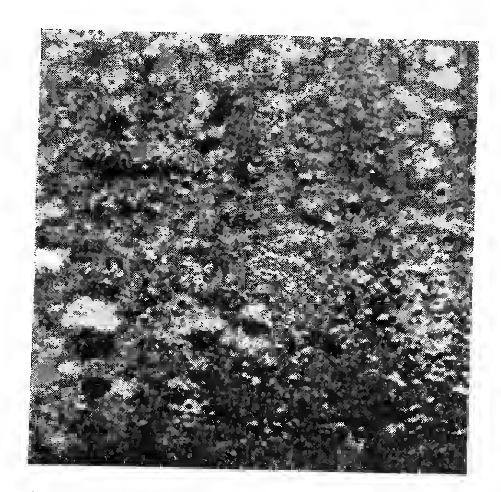


Рис. 305. Крупномасштабный снимок поверхности Луны, сделанный АЛС «Луна-12»

§ 5. Телевизионная система для передачи изображения поверхности Марса

Телевизионная камера КА «Маринер-IV» (запущен 28.XI.1964 г.) рассчитана на получение 22 снимков поверхности Марса. Через 228 суток после запуска

(215 млн *км*) аппарат прошел на расстоянии 9846 *км* от Марса (рис. 306).

Параметры объектива: фокусное расстояние — 30,5 *см*, светосила — 8. Высокую контрастность обеспечивали 4 светофильтра — два оранжево-красных и два сине-зеленых, съемка через которые производилась поочередно.

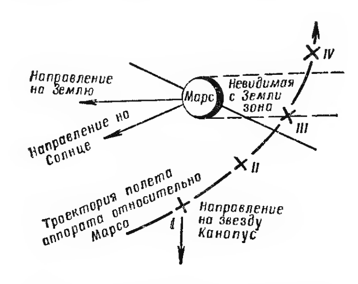


Рис. 306. Схема пролета космического аппарата «Маринер-IV» мимо Марса:

I — начало; II — окончание телевизионной съемки; III — проведение эксперимента по изучению атмосферы Марса; IV — начало передачи телевизионных изображений

Телевизионная трубка типа видикон (диаметр мишени 12,7 *мм*) рассчитана на получение изображений в диапазоне освещенности 1 : 30 без перестройки. Затвор регулирует выдержку в диапазоне 0,08—0,2 *сек*. При выдержке 0,2 *сек* экспонирование изображений производилось через 48 *сек* (24 *сек* на считывание, 24 *сек* на подготовку к следующему экспонированию).

Число строк в кадре 200.

При съемке с расчетного расстояния (8000 *км*) охватывается участок поверхности Марса размером 300×300 *км* (разрешаемый элемент поверхности 2—2,5 *км*).

Регистрация изображений производилась записывающим устройством емкостью $5{,}2 \cdot 10^6$ дв. ед. Скорость записи 10700 *дв. ед./сек.* Скорость передачи данных на Землю — $8\frac{1}{3}$ *дв. ед./сек.* Каждый элемент изображения записывался шестиразрядным двоичным кодом.



Рис. 307. Электронно-оптическая схема телевизионного датчика навигационной системы:
1 — просматриваемое поле обзора, отклоненное от нулевой оси на угол Θ; *2* — вторичные электроны в магнитном поле; *3* — фотоэлектронный умножитель; *4* — отклоняющие катушки

Уровень белого — 0, уровень абсолютно черного — 63.

Для записи одного изображения, состоящего из 40 000 элементов, требуется 240 000 дв. ед. Для передачи всех 22 изображений необходимо около 10 суток. Предусмотрена повторная передача изображений. Мощность передатчика 10,5 *вт.*

§ 6. Телевизионная навигационная система для КА

Назначение системы: ориентация космического аппарата по звездам или Солнцу; измерение звездных углов; сравнение звездных полей; определение горизонта и земной вертикали; сравнение изображения с записанным для осуществления посадки в заранее выбранном районе планеты.

Состав системы: объектив с большим полем зрения; передающая телевизионная трубка типа диссектор с системами отклонения; контрольно-измерительные системы; вычислительное устройство.

Объектив, диафрагма, телевизионная трубка с отклоняющими целями образуют датчик системы, электронно-оптическая схема которого приведена на рис. 307.

Глава 24

СПЕЦИАЛЬНАЯ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННАЯ АППАРАТУРА ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

§ 1. Приборы для изучения коротковолновой части спектра Солнца

Для исследования коротковолновой части спектра Солнца используется аппаратура с приемником радиации и набором фильтров с различной полосой пропускания (см. рис. 264): от 3—5 до 8 Å; от 8 до 22 Å; от 44 до 120 Å; линии альфа серии Лаймана L_α в серии водорода — 1215 Å. В качестве приемников радиации используются вторично-электронные умножители из бериллиевой бронзы, фотокатоды которых не чувствительны к видимой части спектра. Перед приемником помещается диск с набором различных фильтров, представляющих собой пленки бериллия, алюминия и полиэтилена различной толщины.

Области пропускания получаются следующим образом: 0—10 Å — пропусканием радиации через бериллиевую фольгу толщиной 200 *мк*; 10—22 Å — пропусканием радиации через алюминиевую пленку толщиной 5 *мк* и вычитанием из полученной величины радиации, прошедшей через бериллиевую фольгу толщиной 200 *мк*; 44—120 Å — пропусканием радиации через полиэтиленовую пленку толщиной 3 *мк* и вычитанием радиации, прошедшей через бериллиевую пленку толщиной 4 *мк*. Выделение L_α осуществляется с помощью двух фильтров из фтористого лития. Частота смены фильтров — два фильтра в 1 *сек.* Сигналы от приемников в виде импульсов напряжения поступают на вход счетно-интегрирующей схемы, а с ее выхода — на телеметрическую систему и передаются на Землю.

§ 2. Приборы для исследования излучения земной атмосферы и Земли в ультрафиолетовой, видимой и инфракрасной областях спектра

Для регистрации рассеянного ультрафиолетового излучения атмосферы используются ультрафиолетовые спектрофотометры, включающиеся только на дневной стороне Земли. Свечение ночного неба измеряется калориметром, работающим только на ночной стороне Земли. Оптические оси приборов направляются в надир.

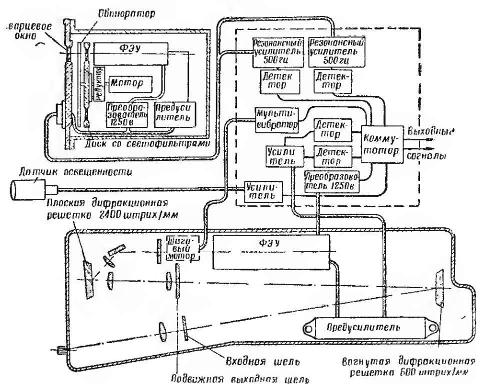


Рис. 308. Блок-схема ультрафиолетового спектрографа (ФЭУ — фотоэлектронный умножитель)

У л ь т р а ф и о л е т о в ы й с п е к т р о г р а ф (рис. 308) представляет собой двойной монохроматор, работающий в области 2250—3100 А. Свет через кварцевое окно и конденсорную линзу попадает на входную щель спектрофотометра и далее на вогнутую дифракционную решетку (600 *штрих/мм*) с фокусным расстоянием 125 *мм*. В плоскости изображения входной щели получается спектр с дисперсией 67 Å на 1 *мм*. Здесь расположена подвижная выходная щель, которая выделяет из спектра узкий интервал длин волн. Выходная щель перемещается шаговым мотором. Через 150 шагов щель переходит из длинноволнового в крайнее коротковолновое положение, после чего рывком возвращается в исходное положение. Этот цикл соответствует снятию одного спектра и продолжается около 30 *сек*. После выходной щели свет проходит линзу, которая превращает расходящийся пучок в параллельный; этот пучок падает на плоскую дифракционную решетку, имеющую 2400 *штрих/мм*. Линейная дисперсия монохроматора с плоской решеткой равна по величине линейной дисперсии вогнутой решетки и противоположна ей по знаку. Поле зрения прибора на местности охватывает 20 *км* с высоты около 250 *км*.

Датчиком освещенности служит фотосопротивление из селенида кадмия, расположенное на некотором расстоянии от линзы из стекла ИС-10. Поле зрения датчика на местности 25 *км*.

К а л о р и м е т р для измерения свечения ночного неба имеет обтюратор и диск со светофильтрами, расположенными на одной оси. Обтюратор модулирует световой поток с частотой 500±10 *гц*. Диск со светофильтрами вращается со скоростью 1 оборот за 12,5 *сек*. За диском находятся два ФЭУ, чувствительность усилительных трактов которых относится как 1 : 30. Поле зрения калориметра на местности — 120 *км*. Полоса пропускания резонансных усилителей 40 *гц*. В калориметре используются светофильтры: УФС-1 (2500—4000 Å); ЖС-4 (>3600 Å), два узкополосных светофильтра, выделяющих эмиссии 5577 и 3914 Å с полосами пропускания 100 Å (одно окно пустое). Входное окно выполнено из кварца с коэффициентом пропускания не хуже 20—40% при излучении 1650 Å.

Для исследования распределения энергии в спектре излучения Земли (подстилающей поверхности и атмосферы) на ИСЗ устанавливаются дифракционные сканирующие спектрофотометры. Оптическая ось прибора, направленная на Землю, ориентируется вертикально. Измерения проводятся по методу Земля — космос (предполагая, что

излучение космоса в тепловой части спектра мало, получают абсолютное значение потока теплового излучения Земли) в диапазоне 7—38 *мк*. Прибор имеет два спектральных диапазона — от 7 до 20 *мк* и от 14 до 38 *мк*. Диспергирующими элементами являются плоские отражательные дифракционные решетки. В приборе имеется возможность сканировать полем зрения на угол ±8°30′. В качестве приемников излучения используются полупроводниковые болометры с размером чувствительной площади 1×1 *мм*. Регистрация информации производится на 35-*мм* пленке шестишлейфовым осциллографом. Контейнер с пленкой доставляется на Землю.

§ 3. Метеорологическая инфракрасная аппаратура

Измерения, проводимые с ИСЗ в инфракрасной области спектра, позволяют изучать радиационный баланс системы земная поверхность — атмосфера, осуществлять температурное зондирование атмосферы и определять ее состав. Радиационный баланс системы земная поверхность — атмосфера

$$R_{\text{сист}} = S_0 (1 - a_{\text{сист}}) - F_{\infty}, \quad (285)$$

где S_0 — приход солнечной энергии за пределами земной атмосферы (солнечная постоянная); $a_{\text{сист}}$ — альбедо системы земная поверхность — атмосфера, равное отношению отражаемой и рассеиваемой Землей в космическое пространство коротковолновой радиации S_{∞} к падающей солнечной энергии S_0; F_{∞} — уходящее длинноволновое (тепловое) излучение Земли.

Солнечная постоянная наземными средствами определяется с достаточно высокой точностью, поэтому с ИСЗ производят только измерения излучения Земли в коротковолновой S_{∞} и длинноволновой F_{∞} части спектра.

Измерения радиационного баланса системы земная поверхность — атмосфера производятся, в частности, с помощью инфракрасной аппаратуры спутников типа «Тирос» (см. главу 1, § 2). На спутнике «Тирос» были установлены два прибора для измерения инфракрасного излучения Земли: пятиканальный сканирующий радиометр со средней разрешающей способностью и двухканальный радиометр с большим углом зрения. Угол зрения пятиканального радиометра составляет 5°, оптическая ось прибора наклонена к оси вращения спутника. Во время полета спутник вращается. Линия сканирования прибора описывает на Земле окружности при совпадении оси вращения с местной вертикалью. При отклонении оси вращения от вертикали на угол около 90° линии сканирования близки к параболе. Поступательное движение спутника обеспечивает перемещение линий сканирования и последовательный просмотр полосы на поверхности Земли вдоль орбиты спутника. Скорость вращения спутника, равная 12 *об/мин*, была выбрана из условия просмотра Земли без пропусков.

Поле зрения двухканального радиометра, равное 50°, совпадает с полем зрения широкоугольной телевизионной камеры. Оптические оси этого прибора параллельны оси вращения спутника, поэтому при вращательном движении не происходит сканирования поверхности Земли.

В каждом из пяти каналов радиометра со средней разрешающей способностью установлены различные оптические фильтры, позволяющие выделять определенные участки спектра: 5,7—6,9 *мк* — измерение теплового излучения в области интенсивной полосы поглощения водяного пара в целях определения температуры слоя водяного пара на средней высоте (значение средней высоты зависит от вертикального распределения влажности); 7,5—12 *мк* — измерение излучения Земли в окне прозрачности в целях определения данных о распределении облачного покрова, температуры верхней границы облачности и ее высоты, температуры земной поверхности и горизонтальных градиентов температуры на безоблачных территориях; 0,2—5,5 *мк* — измерение коротковолновой радиации и альбедо системы земная поверхность — атмосфера; 7,5—30 *мк* — измерение длинноволновой радиации Земли; 0,55—0,75 *мк* — измерение распределения яркости на поверхности планеты в той же области спектра, где чувствительны телевизионные системы. Устройство всех пяти каналов радиометра аналогично.

П я т и к а н а л ь н ы й р а д и о м е т р измеряет разность потоков радиации от Земли и космоса, поступающих через его входные отверстия, расположенные во взаимно противоположных направлениях (рис. 309). С по-

мощью посеребренной призмы *1* радиация направляется на диск модулятора *3*, одна половина которого черная, а другая — зеркальная. Попеременное отражение радиации зеркальной половиной диска на полупроводниковый боло-

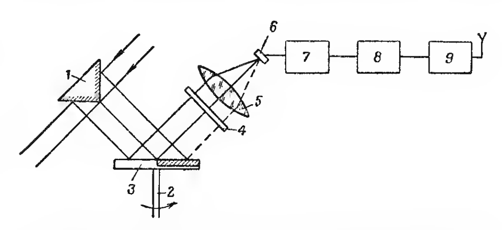


Рис. 309. Принципиальная схема пятиканального радиометра:
1 — призма; *2* — ось модулятора; *3* — модулирующий диск; *4* — фильтр; *5* — линза; *6* — болометр; *7* — усилитель; *8* — записывающее устройство; *9* — передатчик

метр *6* с частотой модуляции, равной 44 *гц*, позволяет измерять абсолютные значения потока радиации от Земли. Размеры пятиканального радиометра 15×11×11 *см*; вес 1,8 *кг*; потребляемая мощность 1 *вт*.

Двухканальный радиометр имеет черный и белый чувствительные элементы, расположенные в глубине конусов с хорошим зеркальным покрытием. Эти конусы создают угол поля зрения 35°. Спектральная чувствительность черного чувствительного элемента позволяет производить измерения как отраженного солнечного излучения, так и собственного теплового излучения Земли, т. е. $S_{\infty} + F_{\infty}$, а белого чувствительного элемента — только теплового излучения Земли F_{∞}.

Основным источником ошибок измерений обоих радиометров являются дрейфы, обусловленные изменением температуры среды внутри ИСЗ. Эти ошибки можно существенно уменьшить, вводя соответствующие поправки на изменение температуры.

§ 4. Аппаратура для исследования планет по инфракрасному излучению

Инфракрасная аппаратура, устанавливаемая на КА, позволяет производить исследование некоторых характеристик атмосферы планет, измерение температуры ее поверхности, разведку поверхности планет и картографирование (табл. 106).

Таблица 106

Основные характеристики излучения Земли, Луны, Венеры и Марса, полученные с помощью КА

Характеристики	Земля		Луна		Венера		Марс	
	Поверхность	Верхние слои атмосферы	Освещенная сторона	Неосвещенная сторона	Поверхность	Верхние слои атмосферы	Экватор	Полюс
Температура, °К	290	220	400	120	430	225	280	205
Длина волны максимального излучения, *мк*	10	13	7,5	24	7	11,5	10	14
Энергетическая яркость, *вт*/(*см*²·*стер*)	0,013	0,004	0,047	0,0004	0,063	0,005	0,011	0,003

Инфракрасные приборы КА, предназначенные для исследования Луны, могут использоваться для разведки, картографирования и измерения распределения температуры поверхности Луны.

Спектрометрическая аппаратура, устанавливаемая на борту КА, позволяет уточнить химический состав и определить тепловой баланс атмосферы Венеры. Так как коротковолновое излучение поверхности Венеры сильно ослабляется плотной атмосферой, исследование поверхности инфракрасными приборами и ее картографирование затруднены. Для инфракрасного исследования Венеры на КК «Маринер-II» (США) был установлен двухканальный ИК радиометр (рис. 310). При вращении модулирующего диска *2* на приемник *5* попадает попеременно излучение планеты и космического пространства. Переменная со-

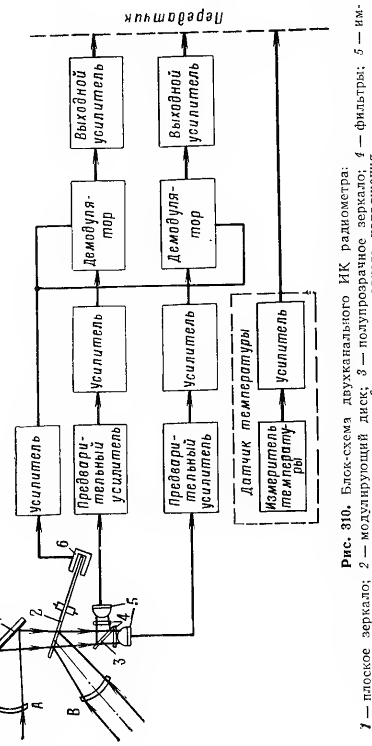


Рис. 310. Блок-схема двухканального ИК радиометра: 1 — плоское зеркало; 2 — модулирующий диск; 3 — полупрозрачное зеркало; 4 — фильтры; 5 — иммерсионные приемники; 6 — датчик опорного напряжения

ставляющая сигнала на выходе приемника пропорциональна разности этих излучений. При измерении излучения планеты осуществляется последовательный просмотр поверхности планеты сканированием мгновенного угла поля зрения прибора. Скорость сканирования регулируется от 0,1 до 1 *град/сек*.

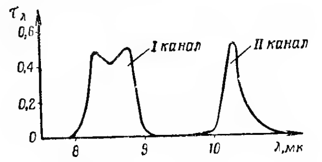


Рис. 311. Спектральные характеристики пропускания τ_λ фильтров двухканального радиометра (λ — длина волны)

С помощью полупрозрачного зеркала *3* измеряемое излучение делится на две части: одна из них воспринимается системой, чувствительность которой лежит в диапазоне от 8 до 9 *мк*, а другая — системой, чувствительной в области 10,4 *мк* (рис. 311). Поглощение атмосферы в полосе от 8 до 9 *мк* незначительно, что позволяет измерять излучение поверхности или верхнего края облачности планеты. Полоса в области 10,4 *мк* соответствует полосе сильного поглощения CO_2. Сравнение величин сигналов в диапазонах 8—9 *мк* и в области 10,4 *мк* позволяет измерять концентрацию CO_2 в атмосфере планеты.

Спектроскопические исследования атмосферы Марса позволят ответить на вопрос о наличии в ней свободного кислорода и паров воды. Большая прозрачность атмосферы Марса позволяет исследовать его поверхность с помощью ИК приборов. Сезонные изменения цвета Марса стимулируют спектроскопические исследования его поверхности. При помощи ИК спектроскопической аппаратуры с небольших расстояний от планеты можно определить, есть ли на нем растительные формы жизни.

Зеркальный объектив (диаметр 102 *мм*) ИК спектрометра (рис. 312) создает инфракрасное изображение ме-

стности на входной щели монохроматора. Разложение по спектру производится при помощи дифракционной решетки. Спектральная разрешающая способность спектрометра 0,02 *мк*, поле зрения 0°,25×2°,5. Приемник — сернисто-

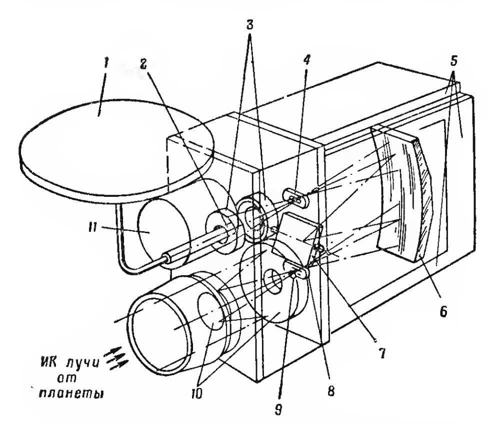


Рис. 312. Инфракрасный спектрометр для исследования растительности на Марсе с борта космического корабля:

1 — диск для радиационного охлаждения ИК детектора; *2* — ИК детектор; *3* — зеркальный конденсор; *4* — выходная щель; *5* — электронные блоки; *6* — зеркало монохроматора; *7* — качающаяся дифракционная решетка; *8* — входная щель; *9* — модулятор; *10* — зеркальный объектив; *11* — предусилитель

свинцовое фотосопротивление, охлаждаемое радиационным способом до температуры —78° С. Режим развертки и поле зрения приборов обеспечивают просмотр поверхности Марса с расстояния 15000 *км* перекрывающимися участками размером 64×640 *км*² (общее число участков около 300).

§ 5. Инфракрасные системы поиска КА

Взаимное обнаружение КА и их сближение могут осуществляться с помощью ИК аппаратуры. Космические аппараты обнаруживаются по отраженному от их поверхности излучению Солнца или по тепловому излучению. Величина отраженного потока, принимаемая приемной системой ИК аппаратуры, зависит от характеристик излучения Солнца и КА (размера, формы, отражательных свойств поверхности); взаимного расположения обнаруживаемого КА, КА с ИК аппаратурой, Земли и Солнца, т. е. фазового угла; расстояния от обнаруживаемого КА до КА с ИК аппаратурой.

Излучение Солнца по спектральному составу приближенно соответствует излучению черного тела с температурой 5800° К. Количество энергии солнечных лучей (солнечная постоянная), которое поступает в единицу времени на единицу площади, перпендикулярной к солнечным лучам, на среднем расстоянии Земли от Солнца равно приблизительно 1350 *вт · м*². Энергия солнечного излучения по участкам длин волн распределяется следующим образом: ультрафиолетовая область (<0,4 *мк*) — 9%; видимая область (0,4—0,7 *мк*) — 40%; инфракрасная область (0,7+4,0 *мк*) — 50%. Следовательно, обнаруживать КА по отраженному солнечному излучению в видимой и ИК областях спектра более целесообразно.

Облученность E, создаваемая отраженным излучением, зависит от характера отражения поверхности КА:

— для зеркальной поверхности сферической формы

$$E_{\text{зер}} = \frac{S_0 \rho_\lambda d^2}{4r^2}; \tag{286}$$

— для диффузной отражательной поверхности сферической формы

$$E_{\text{диф}} = \frac{2S_0 \rho_\lambda d^2}{3\pi r^2}\left[\sin\alpha + (\pi - \alpha)\cos\alpha\right], \tag{287}$$

где S_0 — солнечная постоянная; ρ_λ — коэффициент отражения; d — радиус сферы; r — расстояние до КА; α — фазовый угол, т. е. угол между направлениями Солнце — КА и КА — наблюдатель.

Коэффициент отражения поверхностей КА (рис. 313) в видимой и инфракрасной областях $\rho_\lambda \sim 0{,}9$. КА является телом, находящимся в лучистом теплообмене с окружающим пространством. Оболочка КА нагревается излучением Солнца; энергией, отраженной от поверхности Земли; собственным тепловым излучением Земли; внутренними источниками тепла на КА.

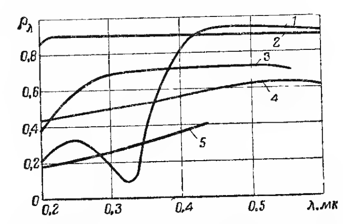


Рис. 313. Спектральные коэффициенты отражения ρ_λ некоторых материалов обшивок КА:
1 — серебро; *2* — алюминий; *3* — хром; *4* — никель; *5* — нержавеющая сталь

Поток излучения Солнца

$$P_\odot = F_1 \alpha_1 S_0 D_1, \qquad (288)$$

где F_1 — площадь сечения КА, обращенная в сторону Солнца; α_1 — коэффициент поглощения солнечного излучения; S_0 — солнечная постоянная; D_1 — шаговая функция, равная 1, если КА находится в солнечном свете, и 0 при затмении его.

Отраженный поток от поверхности Земли

$$P_{\text{отр}} = F_2 \alpha_1 a_e S_0 D_1, \qquad (289)$$

где F_2 — эффективная площадь КА, облучаемая отраженным от Земли излучением; a_e — альбедо Земли.

Поток излучения Земли

$$P_e = F_3 \alpha_2 \varepsilon_e \sigma T^4_{\text{эф}}, \qquad (290)$$

где F_3 — эффективная площадь КА, облучаемая собственным излучением Земли; α_2 — коэффициент поглощения теплового излучения Земли; ε_e — коэффициент излучения Земли; σ — постоянная Стефана — Больцмана; $T_{\text{эф}}$ — эффективная температура Земли.

Влияние внутренних источников тепловой энергии учитывается для конкретных условий (теплоотдача аппаратуры КА — $P_{\text{КА}}$). При равновесном тепловом балансе поглощенная энергия затрачивается на нагрев внутреннего объема КА и на излучение оболочки.

Поток излучения оболочки

$$P_{\text{об}} = F_5 \varepsilon_{\text{об}} \sigma T^4_{\text{об}}, \qquad (291)$$

где F_5 — площадь поверхности КА; $\varepsilon_{\text{об}}$ — коэффициент излучения оболочки; $T_{\text{об}}$ — температура оболочки.

Тепло, накапливающееся во внутреннем объеме ($P_{\text{вн}}$), в общем случае зависит от теплоемкости приборов и другого снаряжения КА.

Уравнение общего теплового баланса

$$P_\odot + P_{\text{отр}} + P_e + P_{\text{КА}} = P_{\text{об}} + P_{\text{вн}}. \qquad (292)$$

Решение этого уравнения позволяет определить температуру оболочки КА. Температура оболочки КА находится в пределах от 173° К до 420° К. Расчеты показывают, что для поддержания внутри сферического КА температуры, равной 15° С, необходимо, чтобы отношение излучательной способности его оболочки к поглощательной равнялось примерно 1,5.

РАЗДЕЛ V

НАДЕЖНОСТЬ И ЭКОНОМИЧНОСТЬ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Глава 25

НАДЕЖНОСТЬ АППАРАТУРЫ

§ 1. Краткие сведения из теории надежности

Надежность — свойство аппаратуры сохранять свои выходные характеристики (параметры) в определенных пределах при данных условиях эксплуатации. Событие, после которого выходные характеристики аппаратуры выходят за допустимые пределы, называется о т к а з о м.

Отдельные образцы аппаратуры в общем случае называют с и с т е м а м и. Части систем (детали, цепи, узлы, блоки и т. п.), имеющие количественную характеристику надежности, самостоятельно учитываемую при расчете надежности системы, называют э л е м е н т а м и. Система есть совокупность элементов.

Основные количественные характеристики надежности: вероятность безотказной работы, частота отказов, среднее время безотказной работы, интенсивность отказов, коэффициент готовности.

Вероятность безотказной работы элемента (системы) P_t — это вероятность того, что в определенных условиях эксплуатации в пределах заданной продолжительности работы t не возникает отказа.

$$P_t \approx \frac{N-n_t}{N}, \tag{293}$$

где N — число элементов (систем) в начале испытания; n_t — число элементов (систем), отказавших за время t.

Если τ — время работы до отказа, то *вероятность отказа*

$$Q_t = 1 - P_t = \hat{P}\{\tau \leqslant t\}, \tag{294}$$

есть интегральная функция распределения времени τ. Тогда $dQ_t/dt = Q'_t$, есть плотность распределения этого времени или, что то же, плотность вероятности появления отказа за время t. Ее называют также *частотой отказов* a_t

$$a_t \approx n_{\Delta t}/(N\Delta t), \tag{295}$$

где $n_{\Delta t}$ — число образцов, отказавших в интервале времени Δt (от $\Delta t - \Delta t/2$ до $t+\Delta t/2$).

Средним временем T *безотказной работы* называется математическое ожидание времени безотказной работы, т. е.

$$T = \int_{-\infty}^{+\infty} a_t t\, dt \tag{296}$$

или

$$T = \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{t_к/\Delta t} n_i \bar{t}_i, \tag{296a}$$

где n_i — число образцов, отказавших в i-м интервале времени; $\bar{t}_i = 0{,}5\,(t_{i-1}+t_i)$ — среднее время i-го интервала; t_{i-1} — время начала i-го интервала; t_i — время в конце i-го интервала; $t_к$ — время, в течение которого отказывают все N элементов; Δt — выбранная величина интервала времени.

Интенсивность отказов Λ_t есть плотность условной вероятности отказа, вычисленной в предположении, что эле-

мент (система) проработал исправно в течение времени t.

$$\Lambda_t \approx n_{\Delta t}/N_{cp}\Delta t, \qquad (297)$$

где $N_{cp}=0,5\ (N_i+N_{i+1})$ — среднее число исправно работавших элементов в интервале Δt; N_i — число исправно работавших элементов в начале i-го интервала; N_{i+1} — число исправно работавших элементов в конце i-го интервала.

Коэффициент готовности $К_г$ есть вероятность того, что система исправна в любой момент времени. Коэффициент готовности учитывает не только время работы аппаратуры между отказами, но и время ее восстановления после отказов.

$$К_г \approx \sum_{i=1}^{k} t_{pi} \Bigg/ \left(\sum_{i=1}^{k} t_{pi} + \sum_{i=1}^{k} t_{вi}\right), \qquad (298)$$

где t_{pi} — время работы аппаратуры между $(i-1)$-м и i-м периодами восстановления; $t_{вi}$ — время восстановления после i-го отказа.

Зависимость между основными количественными характеристиками надежности:

$$\left.\begin{aligned} P_t &= e^{-\int_0^t \Lambda_t dt}; \\ T &= \int_0^t P_t\, dt; \\ a_t &= \Lambda_t e^{-\int_0^t \Lambda_t dt} \end{aligned}\right\} \qquad (299)$$

При $\Lambda_t=\Lambda=\text{const}$ (для периода нормальной работы):

$$P_t = e^{-\Lambda t}; \quad T = \frac{1}{\Lambda}; \quad a_t = e^{-\Lambda t}.$$

§ 2. Способы обеспечения высокой надежности аппаратуры

Высокая надежность обеспечивается различными методами.

При проектировании: рациональным выбором схем; применением надежных элементов и облегченных режимов их работы (электрических, тепловых, механических); стандартизацией и унификацией узлов и деталей; резервированием; выбором материалов конструкции; выбором конструктивного решения аппаратуры; обеспечением удобства технического обслуживания и восстановления; учетом недостатков проектирования, выявленных при испытаниях.

При производстве: строгим соблюдением и совершенствованием технологии производства; автоматизацией производственных процессов; тренировкой элементов и систем; входным, текущим и выходным контролем; настройкой и наладкой.

При эксплуатации: соблюдением правил технической эксплуатации; правильной организацией системы технического обслуживания; организацией сбора и обработки статистических данных о надежности эксплуатируемой аппаратуры и разработкой рекомендаций по повышению надежности конкретных систем и их элементов Немаловажное значение имеет при этом квалификация обслуживающего персонала.

§ 3. Резервирование

Резервированием называется метод повышения надежности аппаратуры, состоящий в применении избыточного количества элементов, предназначенных для выполнения одинаковых функций. При резервировании отказ одного или даже нескольких элементов не приводит к отказу системы. Резервирование характеризуется: кратностью (k), т. е количеством элементов (систем), предназначенных для выполнения одинаковых функций, и опасным количеством одновременных отказов ξ, т. е. количеством элементов (систем) одинакового функционального назначения, одновременный отказ которых приводит к отказу резервированной системы.

Различают общее и раздельное резервирование. В первом случае в качестве резерва используются те системы (элементы), которые способны выполнять функции резервированной системы (элемента), во втором — элементы системы (резервированная система состоит из участков, в которых применено общее резервирование элементов).

Способы общего резервирования классифицируются:

— по надежности резервных элементов: *равнонадежное резервирование* (Р), при котором основной и все резервные элементы обладают одинаковыми характеристиками надежности; *разнонадежное резервирование* (Р*), при котором надежность основных и резервных элементов неодинакова:

— по способу включения резерва: *постоянное резервирование* (П), при котором все резервные элементы включены постоянно (режим всех элементов в этом случае обычно одинаков в течение всего времени работы); *резервирование замещением* (З), когда резервный элемент включается после отказа основного элемента (замещает его); *резервированием с программным* (временны́м) *включением* (В), когда резервные элементы заменяют основные по определенной временно́й программе; в этом случае резервирование характеризуется не только величинами k и ξ, но и *периодом программной замены* $\tau_{пр}$; *резервирование с комбинированным включением* (К), при котором используется комбинация хотя бы двух способов включения резерва (в условных обозначениях после буквы К в скобках указываются буквы, обозначающие примененные способы включения резерва);

— по режиму, в котором находятся резервные элементы: *«горячее»* (Г) — режим ожидания резервных элементов полностью совпадает с рабочим режимом; *с облегченным режимом* (О) — режим ожидания резервных элементов характеризуется меньшими нагрузками, чем рабочий; *«холодное»* (Х) — режим ожидания резервных элементов совпадает с режимом выключенного состояния;

— по виду переключающих устройств: *с переключателем 1-го вида*, обеспечивающим коммутацию всех резервных элементов в течение всего времени работы; *с переключателем 2-го вида*, состоящим из нескольких узлов, каждый из которых обеспечивает коммутацию только m

Таблица 10

Формулы для расчетов надежности

(для нормального периода работы элементов КА и аппаратуры при $\Lambda = \text{const}$)

Способ резервирования	Условия	Расчетная формула	Примечание
РП	$\xi = k$	$\bar{P} = 1 - (1 - P)^k$	
»	$\xi \geqslant k/2$	$\bar{P} = 1 - \sum_{i=\xi}^{k} C_k^i (1 - P)^i P^{k-i}$	
»	$\xi < k/2$	$\bar{P} = \sum_{i=\xi}^{\xi-1} C_k^i (1 - P)^i P^{k-i}$	
Р*П	$\xi = k$	$\bar{P} = 1 - \prod_{j=\xi}^{k} (1 - P_j)$	
»	$\xi \geqslant k/2$	$\bar{P} = 1 - \sum_{j=\xi}^{k} a_j$	
»	$\xi < k/2$	$\bar{P} = \sum_{j=0}^{\xi-1} a_j$	
РЗГ1		$\bar{P} = P_п(t) \cdot \bar{P}$ (типа РП)	В формулах РП вместо Р брать $P^* = PP_п$
РЗГ3		$\bar{P} = \bar{P}^*$ (типа РП)	
РЗХ1	$\xi = k$	$\bar{P} = \left[1 + \Lambda t + \frac{(\Lambda t)^2}{2!} + \ldots + \frac{(\Lambda t)^{k-1}}{(k-1)!}\right] e^{-\Lambda t} P_п(t)$	
»	$\xi = k$	$\bar{P} \approx P_п(t) \left[1 - \frac{(1 - P)^k}{k!}\right]$	Для $P \geqslant 0{,}9$
РЗХ3	$\xi = k$	$\bar{P} = \left[1 + \Lambda^* t + \frac{(\Lambda^* t)^2}{2!} + \ldots + \frac{(\Lambda^* t)^{k-1}}{(k-1)!}\right] e^{-\Lambda^* t}$	$\Lambda^* = \Lambda + \Lambda_п$

Продолжение

Способ резервирования	Условия	Расчетная формула	Примечание
РЗХЗ	$\xi = k$	$\overline{P} \approx 1 - \frac{[1 - P^*(t)]^k}{k!}$	$P^* = PP_{\text{п}} \geqslant 0{,}9$
РЗО1	$\xi = k$	$\overline{P} \approx 1 - [\Lambda_{\text{раб}} + (k-1)\Lambda_{\text{ож}}] \times$ $\times [\Lambda_{\text{раб}} + (k-2)\Lambda_{\text{ож}}] \times \ldots \times$ $\times [\Lambda_{\text{раб}} + \Lambda_{\text{ож}}]\, \Lambda_{\text{раб}} t^k P_{\text{п}}(t)/k$	Здесь и далее индекс „ож" означает режим ожидания; „раб" — рабочий режим
РЗО3	$\xi = k$	$\overline{P} \approx 1 - \left[\Lambda^*_{\text{раб}} + (k-1)\Lambda^*_{\text{ож}}\right] \times$ $\times \left[\Lambda^*_{\text{раб}} + (k-2)\Lambda^*_{\text{ож}}\right] \times \ldots \times$ $\times \left[\Lambda^*_{\text{раб}} + \Lambda^*_{\text{ож}}\right] \Lambda^*_{\text{раб}} t^k/k$	$\Lambda^* = \Lambda + \Lambda_{\text{п}}$
Р*ЗГ1		$\overline{P} = P_{\text{п}}(t) \cdot \overline{P}$ (типа Р*П)	В формулах Р*П вместо P_j брать $P^*_j = P_j P_{\text{п}}$
Р*ЗГ3		$\overline{P} = P^*_j$ (типа Р*П)	
Р*ЗХ1	$\xi = k$	$\overline{P} \approx P_{\text{п}}(t)\left[1 - \frac{1}{k!}\prod_{j=1}^{k}(1 - P_j)\right]$	Для $P_j \geqslant 0{,}9$
Р*ЗХ3	$\xi = k$	$\overline{P} \approx 1 - \frac{1}{k!}\prod_{j=1}^{k}\left(1 - P^*_j\right)$	$P^*_j = P_j P_{\text{п}}$; для $P_j \geqslant 0{,}9$
Р*ЗО1	$\xi = k$	$\overline{P} \approx 1 - \left[\Lambda_{\text{раб}1} + \sum_{j=2}^{k}\Lambda_{\text{ож}j}\right] \times$ $\times \left[\Lambda_{\text{раб}2} + \sum_{j=3}^{k}\Lambda_{\text{ож}j}\right] \times \ldots \times$ $\times [\Lambda_{\text{раб}k-1} + \Lambda_{\text{ож}k}]\, \Lambda_{\text{раб}k} t^k P_{\text{п}}(t \cdot k)/k$	Для $P_j \geqslant 09$

Продолжение

Способ резервирования	Условия	Расчетная формула	Примечание
Р*ЗО3	$\xi = k$	$\overline{P} \approx 1 - \left[\Lambda^*_{\text{раб}1} + \sum_{j=2}^{k}\Lambda^*_{\text{ож}j}\right] \times$ $\times \left[\Lambda^*_{\text{раб}2} + \sum_{j=3}^{k}\Lambda^*_{\text{ож}j}\right] \times \ldots \times$ $\times \left[\Lambda^*_{\text{раб}k-1} + \Lambda^*_{\text{ож}k}\right] \Lambda^*_{\text{раб}k} t^k/k$	$\Lambda^* = \Lambda + \Lambda_{\text{п}}$
РВХ1	$\xi = k$	$\overline{P} = P_{\text{п}}(t) \cdot P(t)$ (при $t < \tau_{\text{пр}}$)	
„	„	$\overline{P} = P_{\text{п}}(t) \cdot P(t - i\tau_{\text{пр}})$ (при $\tau_{\text{пр}} < t < i\tau_{\text{пр}}$)	$i = 1, 2, 3, \ldots, k$
РВХ2	$\xi = k$	$\overline{P} = P_{\text{п}}(t) \cdot P(t)$ (при $t < \tau_{\text{пр}}$)	Для $m = 2$
„	„	$\overline{P} = P_{\text{п}}[t - (i-1)\tau_{\text{пр}}] \times$ $\times P_{\text{п}}(t - i\tau_{\text{пр}}) \cdot P(t - i\tau_{\text{пр}})$ (при $\tau_{\text{пр}} < t < i\tau_{\text{пр}}$)	$i = 1, 2, 3, \ldots, k$
РВХ3	$\xi = k$	$\overline{P} = P_{\text{п}}(t) \cdot P(t)$ (при $t < \tau_{\text{пр}}$)	
„	„	$\overline{P} = P_{\text{п}}(t - i\tau_{\text{пр}}) \cdot P(t - i\tau_{\text{пр}})$ (при $\tau_{\text{пр}} < t < i\tau_{\text{пр}}$)	$i = 1, 2, 3, \ldots, k$
РВО1	$\xi = k$	$\overline{P} = P_{\text{п}}(t) \cdot P_{\text{раб}}(t)$ (при $t < \tau_{\text{пр}}$)	
„		$\overline{P} = P_{\text{п}}(t) \cdot P_{\text{раб}}(t - i\tau_{\text{пр}}) \cdot P_{\text{ож}}(i\tau_{\text{пр}})$ (при $\tau_{\text{пр}} < t < i\tau_{\text{пр}}$)	$i = 1, 2, 3, \ldots, k$

Продолжение

Способ резервирования	Условия	Расчетная формула	Примечание
PBO2	$\xi = k$	$\overline{P} = P_{п}(t) \cdot P(t)$ (при $t < \tau_{пр}$)	Для $m = 2$
»	»	$\overline{P} = P_{п}[t-(i-1)\tau_{пр}] \times P_{п}(t - i\tau_{пр}) \times \ldots \times P_{раб}(t - i\tau_{пр}) \cdot P_{ож}(i\tau_{пр})$ (при $\tau_{пр} < t < i\tau_{пр}$)	$i=1, 2, 3, \ldots, k$
PBO3	$\xi = k$	$\overline{P} = P_{п}(t) \cdot P(t)$ (при $t < \tau_{пр}$)	
»	»	$\overline{P} = P_{п}(t - i\tau_{пр}) \cdot P_{раб}(t - i\tau_{пр}) \times P_{п.ож}(i\tau_{пр}) \cdot P_{ож}(i\tau_{пр})$ (при $\tau_{пр} < t < i\tau_{пр}$)	$i=1, 2, 3, \ldots, k$
P*BX1	$\xi = k$	$\overline{P} = P_{п}(t) \cdot P_{1}(t)$ (при $t < \tau_{пр1}$)	
»	»	$\overline{P} = P_{п}(t) \cdot P_{j}\left(t - \sum_{i=1}^{j-1} \tau_{прi}\right)$ $\left(\text{при } \tau_{прi} < t < \sum_{i=1}^{k} \tau_{прi}\right)$	$j=1, 2, 3, \ldots, k$
P*BX2	$\xi = k$	$\overline{P} = P_{п1}(t) \cdot P_{1}(t)$ (при $t < \tau_{пр1}$)	Для $m = 2$

Продолжение

Способ резервирования	Условия	Расчетная формула	Примечание
P*BX2	$\xi = k$	$\overline{P} = P_{пj-1}\left(t - \sum_{i=1}^{j-2} \tau_{прi}\right) \times P_{пj}\left(t - \sum_{i=1}^{j-1} \tau_{прi}\right) \times P_{j}\left(t - \sum_{i=1}^{j-1} \tau_{прi}\right)$ $\left(\text{при } \tau_{пр1} < t < \sum_{i=1}^{k} \tau_{прi}\right)$	$j=1, 2, 3, \ldots, k$
P*BX3	$\xi = k$	$\overline{P} = P_{п1}(t)\ P_{1}(t)$ (при $t < \tau_{пр1}$)	
»	»	$\overline{P} = P_{пj}\left(t - \sum_{i=1}^{j-1} \tau_{прi}\right) \times P_{j}\left(t - \sum_{i=1}^{j-1} \tau_{прi}\right)$ $\left(\text{при } \tau_{пр1} < t < \sum_{i=1}^{k} \tau_{прi}\right)$	$j=1, 2, 3, \ldots, k$

резервных элементов и, следовательно, работает лишь в течение времени работы этих m элементов; *с переключателем 3-го вида,* состоящим из узлов, каждый из которых обеспечивает коммутацию только одного резервного элемента и работает лишь в течение времени работы этого элемента.

Вероятности безотказной работы участков с общим резервированием вычисляются по формулам (табл. 107).

В формулах использованы обозначения: P — вероятность безотказной работы нерезервированного элемента (системы); P_j — вероятность безотказной работы j-го элемента из $k-1$ резервных элементов; $\overline{\mathrm{P}}$ — вероятность безотказной работы резервированного участка; $\mathrm{P}_п$ — вероятность безотказной работы переключателя; C_k^i — число сочетаний из k элементов по i; a_j — коэффициент при члене z^j в разложении производящей функции

$$\varphi_k(z) = \prod_{j=1}^{k} [\mathrm{P}_j + (1-\mathrm{P}_j)z]; \qquad (300)$$

$\overline{\mathrm{P}}$ (типа РП) — вероятность безотказной работы резервированного участка, рассчитанная по формуле для участка типа РП (равнонадежное постоянное резервирование).

§ 4. Надежность элементов КА

Надежность элементов обычно характеризуется интенсивностью отказов Λ, которая зависит от условий эксплуатации аппаратуры и растет с увеличением электрической нагрузки и температуры окружающей среды. По наблюдениям за десятью спутниками (коэффициент доверия — 90%) и расчетам для этих же спутников специалисты США получили следующие данные, характеризующие интенсивности отказов элементов аппаратуры ИСЗ (табл. 108).

Если для заданных условий эксплуатации нет сведений о величине Λ, ее можно получить простым пересчетом значения Λ для полевых условий путем умножения на поправочный коэффициент (табл. 109).

Таблица 108

Интенсивность отказов элементов аппаратуры ИСЗ (США)

Элементы аппаратуры ИСЗ	Интенсивность отказа	
	расчетная	статистическая
Конденсаторы:		
обычные	0,6	0,15
танталовые	5,0	0,29
Дроссели:		
фильтров	7,5	4,38
высокочастотные	3,0	25,53
Катушки индуктивности	2,0	11,07
Диоды:		
детекторные	1,7	0,23
мощные	3,5	9,93
Зенера	2,2	1,09
Магнитные усилители	16,0	4,83
Двигатели:		
постоянного тока	88,0	169,99
переменного тока	88,0	419,47
Потенциометры	15,0	4,83
Реле	20,0	11,45
Сопротивления	0,5	0,08
Соленоиды	36,0	103,10
Переключатели	1,5	2,59
Трансформаторы:		
силовые	6,0	12,83
промежуточной частоты	40,0	1,75
Лампы	Разная	21,02
Фотоумножители	16,9	48,04
Кристаллы кварцевые	2,0	1,45
Транзисторы:		
малой мощности	6,0	0,58
мощные	40,0	1,75

Таблица 109

Поправочные коэффициенты к интенсивности отказов

Элементы аппаратуры ИСЗ	Поправочный коэффициент: Лабораторные условия	Самолетная аппаратура (воздух)	Аппаратура ракет (космос)
Конденсаторы:			
обычные	0,92	2,0	5,0
танталовые	0,85	4,0	25,0
переменной емкости	0,83	5,0	42,0
Штепсельные разъемы	0,76	10,0	220,0
Диоды:			
переключающие	0,95	1,5	2,6
Зенера	0,95	1,5	2,6
мощные	0,85	4,0	25,0
параметрические	0,80	7,0	100,0
Электромеханические устройства:			
счетчики	0,71	20,0	1000,0
двигатели	0,73	15,0	550,0
Предохранители	0,83	5,0	42,0
Катушки индуктивности	0,82	6,0	70,0
Гироскопы и сервомоторы	0,76	10,0	220,0
Моторы приводов	0,71	20,0	1000,0
Элементы микроэлектроники	0,90	2,5	8,5
Сопротивления:			
угольные и металлизированные пленочные	0,92	2,0	5,0
мощные	0,88	3,0	13,0
переменные	0,85	4,0	25,0
Реле:			
миниатюрные	0,74	12,0	340,0
мощные	0,73	15,0	550,0
Переключатели (тумблеры, кнопки, роторные)	0,83	5,0	42,0
Соединения:			
пайки	0,76	10,0	220,0
скрутки	0,71	20,0	1000,0
сварные	0,65	40,0	5500,0
сварные свернутые	0,60	100,0	8000,0
Трансформаторы	0,82	6,0	70,0
Транзисторы:			
переключающие	0,90	2,5	8,5
мощные	0,85	4,0	25,0
Лампы:			
приемные	0,81	6,5	80,0
передающие	0,71—0,65	20—4	1000—5500

§ 5. Ориентировочный расчет надежности

Под расчетом надежности понимают определение одной или нескольких количественных характеристик надежности системы по известным характеристикам надежности ее элементов. При ориентировочном расчете надежности определяют вероятность безотказной работы систем по отношению к так называемым внезапным отказам.

Внезапными называют отказы, которые наступают мгновенно и приводят к скачкообразному и значительному изменению одной или нескольких характеристик элементов (короткое замыкание, обрыв проводника, перегорание обмотки и т. п.). Такие отказы, как правило, являются событиями случайными, независимыми и характеризуются постоянным во времени значением интенсивности отказов Λ.

Для ориентировочного расчета надежности составляется *структурная схема безотказности системы* — условная схема, учитывающая влияние отказов элементов на работоспособность системы. Для составления структурной схемы безотказности в системе выделяются участки с резервированием и элементы, отказ каждого из которых приводит к отказу системы. Такие элементы и резервированные участки соединяются последовательно друг с другом.

Вероятность безотказной работы системы, состоящей из последовательно соединенных элементов и участков с резервированием,

$$P = P_0 \cdot P_1 \cdot P_2 \cdot P_3 \cdot \ldots \cdot P_n, \qquad (301)$$

где P_0 — вероятность безотказной работы последовательно соединенных элементов; P_1, P_2, ..., P_n — вероятности безотказной работы последовательно соединенных участков с резервированием (вычисляются по формулам, приведенным в табл. 107).

$$P_0 = e^{-\sum_{i=1}^{m} \Lambda_i t_i}, \qquad (302)$$

где m — число последовательно соединенных элементов; Λ_i — интенсивность отказов i-го элемента; t_i — время работы элемента.

В случае когда m элементов можно объединить в l групп по r_j одинаковых элементов типа j $(j=1, 2, 3, \ldots, l)$ и все элементы работают одинаковое время,

$$P_0 = e^{-t\sum_{j=1}^{l} \Lambda_j t_j} \quad (303)$$

где Λ_j — интенсивность отказов элементов j-го типа.

Рекомендуемый порядок ориентировочного расчета надежности: 1) формулируется понятие отказа системы; 2) составляется структурная схема безотказности; 3) составляется таблица для расчета P_0; 4) вычисляется величина P_0 по формуле (302) или (303); 5) вычисляется вероятность безотказной работы участков с резервированием (по формулам табл. 107); 6) вычисляется вероятность безотказной работы системы по формуле (301).

Примечание. Расчет надежности сложной системы целесообразно вести по блокам или узлам, конструктивно оформленным в одно целое. В этом случае понятие «система», использовавшееся выше, относится к блокам (узлам). В свою очередь при рассмотрении системы в целом эти же блоки (узлы) выполняют роль элементов.

Глава 26

ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА ПРОИЗВОДСТВА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ИХ СИСТЕМ

§ 1. Основные положения экономической оценки

При экономической оценке на стадии предварительного проектирования создаваемую систему сравнивают с прототипом.

Прототип — изделие, основные свойства которого сходны со свойствами нового изделия. Сравнение производится по базовым показателям. База — характерный параметр, присущий новому изделию и прототипу и отражающий их общие свойства. В качестве баз при оценке

принимают: для изделия в целом, корпуса, элементов системы управления, источников питания и т. д. — массу (*кг*); для двигательных установок — тягу (*кГ*), импульс (*кГ·сек*); для блоков системы управления — объем (*дм*³); для корпусов в целом, топливных баков, трубопроводов и т. д. — длину (*м*), диаметр (*м*). При сравнении и использовании базовых показателей прототипа принимают определенную серию, номер изделия и т. д.

Затраты на запуск космической системы включают стоимости разработки, производства и эксплуатации. В стоимость разработки входят затраты на исследование, проектирование, изготовление установочных и опытных серий и опытные запуски.

§ 2. Укрупненные методы расчета стоимости производства изделия

Расчет по статьям калькуляции. Стоимость производства изделия

$$C=(C_{о.м} + C_{г.п} + C_{з.п} + C_{ц.р} + C_{з.р} + C_{с.о})(1+K_{н.р}), \quad (304)$$

где $C_{о.м}$ — затраты на основные материалы для одного изделия, включая транспортно-заготовительные расходы, без стоимости реализуемых отходов; $C_{г.п}$ — затраты на готовые изделия и полуфабрикаты, приобретаемые для производства данного изделия; $C_{з.п}$ — затраты на основную заработную плату производственных рабочих; $C_{ц.р}$ — цеховые расходы; $C_{з.р}$ — общезаводские расходы; $C_{с.о}$ — затраты на специальную оснастку и на постановку производства нового изделия; $K_{н.р}$ — коэффициент, учитывающий внепроизводственные расходы.

Метод обеспечивает достаточную точность расчетов, но очень громоздок.

Расчет по значению удельных затрат на одну статью калькуляции (метод удельных весов). Предполагается, что структура статей калькуляции известна и при изготовлении новых изделий не изменяется. В этом случае

$$C = C_i \cdot 100/\gamma_i, \quad (305)$$

где C_i — затраты по i-й статье калькуляции; γ_i — удельный вес затрат по i-й статье калькуляции в %. Метод находит широкое применение при укрупненных расчетах.

Расчет на основе относительных базовых коэффициентов. Величину удельной стоимости одной (базовой) конструктивной части принимают за единицу и рассчитывают значения коэффициентов удельных затрат β_i для каждой из других конструктивных частей относительно базовой. Стоимость определяется по формуле

$$C = \overline{C}_б \left(Б_п + \sum_{i=1}^{n-1} \beta_i Б_{пi} \right), \qquad (306)$$

где $\overline{C}_б$ — удельная стоимость производства базовой конструктивной части; $Б_п$ — величина базовой конструктивной части; $Б_{пi}$ — величина i-й базовой конструктивной части нового изделия; β_i — относительный коэффициент удельной стоимости i-й конструктивной части нового изделия; n — число конструктивных частей нового изделия.

Расчет по конструктивным частям нового изделия. При расчете используют удельные стоимости (стоимость единицы базового параметра) отдельных частей прототипов. В общем виде

$$C = \sum_{i=1}^{n} \overline{C}_i Б_{пi}, \qquad (307)$$

где $\overline{C}_i$ — удельная стоимость i-й конструктивной части; $Б_{пi}$ — величина конструктивной части базового параметра.

Пример. Стоимость ракеты-носителя представляют в виде суммы:

$$C_{р.н} = C_к + C_{с.у} + C_{д.у} + C_т,$$

где $C_к$ — стоимость корпуса; $C_{с.у}$ — стоимость системы управления $C_{д.у}$ — стоимость двигательной установки; $C_т$ — стоимость топлива.

Принимая за базу массу каждой конструктивной части, уравнение (307) записывают в следующем виде:

$$C_{р.н} = \overline{C}_к M_к + \overline{C}_{с.у} M_{с.у} + \overline{C}_{д.у} M_{д.у} + \overline{C}_т M_т,$$

где $\overline{C}_к$, $\overline{C}_{с.у}$, $\overline{C}_{д.у}$, $\overline{C}_т$ — стоимость 1 *кг* соответственно корпуса, системы управления, двигательной установки и топлива; $M_к$, $M_{с.у}$, $M_{д.у}$, $M_т$ — соответствующие массы, *кг*.

Корреляционный метод расчета (метод множественной корреляции). Для расчета стоимости каждой конструктивной части принимают в качестве базовых несколько параметров. В этом случае

$$C = kБ_1^{k_1} Б_2^{k_2} Б_3^{k_3} \cdot \ldots \cdot Б_n^{k_n} \qquad (308)$$

где k, k_1, k_2, ... — статистические коэффициенты; $Б_1$, $Б_2$, $Б_3$, ... — базовые параметры.

Пример. Принимая в качестве базовых параметров массу космического аппарата $M_{КА}$ и объем $W_{КА}$, получают для определенного класса объектов формулу стоимости вида:

$$C_{КА} = kM_{КА}^{k_1} W_{КА}^{k_2}.$$

Для расчета коэффициентов k, k_1, k_2, ... требуется большое количество статистических данных.

§ 3. Методика расчета стоимости производства изделия

Затраты на производство одного нового N-го изделия (ракета-носитель, космический аппарат и т. д.) в общем виде рассчитываются одним из методов, указанных выше. Среднее значение оптовой цены производства N изделий

$$C_{о.п}^{(N)} = C_з (1 + K_{н.р})(1 + K_{пр}) N, \qquad (309)$$

где $C_з$ — средняя заводская себестоимость (стоимость производства) одного изделия: $K_{н.р}$ — средний коэффициент внепроизводственных расходов; $K_{пр}$ — средний коэффициент плановой прибыли.

При расчете стоимости по формуле (304) расчет производят следующим образом.

Затраты на основные материалы:

а) На изготовление одного изделия

$$C_{о.м.}^{(1)} = \sum_{i=1}^{n} \left(\overline{C}_{мi} \cdot \frac{m_ч}{1 + 0{,}01 A_{0i}} - m_{0i} \overline{C}_{0i} \right),$$

где $m_ч$ — «чистая» масса части конструкции изделия из i-го материала; m_{0i} — масса отходов i-го материала, по-

лученных в процессе производства изделия; A_{oi} — процент отхода i-го материала; $\bar{C}_{Mi}$ — стоимость 1 *кг* i-го материала; $\bar{C}_{oi}$ — стоимость 1 *кг* отходов i-го материала; n — количество видов материалов.

б) На изготовление N изделий

$$C^{(N)}_{\text{о.м}} = \overset{*}{C}{}^{(N)}_{\text{о.м}}\,(m/\overset{*}{m})\,(\overset{*}{N}/N)^{\overset{*}{l}-1},$$

где $\overset{*}{C}{}^{(N)}_{\text{о.м}}$ — стоимость материала прототипа; m — масса нового изделия; $\overset{*}{m}$ — масса прототипа; $\overset{*}{N}$ — число произведенных изделий прототипа; N — число новых изделий; $\overset{*}{l}$ — величина, показывающая темп снижения затрат на материалы по мере выпуска изделий прототипа.

2. *Затраты на готовые изделия и полуфабрикаты:*

а) На изготовление одного изделия

$$C^{(1)}_{\text{г.п}} = \sum_{i=1}^{n} C_i K_{\text{т.з}i},$$

где C_i — стоимость каждой из приобретаемых готовых частей или полуфабрикатов для изделия; $K_{\text{т.з}i}$ — коэффициент, учитывающий транспортно-заготовительные расходы на каждую приобретенную готовую часть или полуфабрикат; n — общее количество приобретаемых готовых частей или полуфабрикатов изделия.

б) На изготовление N изделий

$$C^{(N)}_{\text{г.п}} = \sum_{j=1}^{N}\sum_{i=1}^{n} C_{ij} K_{\text{тз}ij}.$$

3. *Затраты на основную заработную плату производственных рабочих:*

а) На изготовление одного изделия

$$C^{(1)}_{\text{з.п}} = \overset{*}{\bar{C}}_{\text{з.п}}\, m\, \overset{*}{\text{Т}}\, K_{\text{тр}},$$

где $\overset{*}{\bar{C}}_{\text{з.п}} = \overset{*}{C}_{\text{з.п}}/(\overset{*}{\text{Т}}\cdot\overset{*}{m})$ — заработная плата производственных рабочих за 1 *чел.-час* для прототипа; $\overset{*}{C}_{\text{з.п}}$ — расходы

на основную заработную плату производственных рабочих при изготовлении прототипа; $\overset{*}{\text{Т}}$ — трудоемкость изготовления прототипа, *чел-час*; $\overset{*}{m}$ — масса прототипа; $K_{\text{тр}} = 1/(1+0{,}01A_{\text{пр}}T)$ — коэффициент снижения трудоемкости вследствие роста производительности труда; $A_{\text{пр}}$ — среднегодовой процент роста производительности труда; T — число лет между выпуском первого изделия прототипа и нового изделия.

б) На изготовление N изделий

$$C^{(N)}_{\text{з.п}} = \overset{*}{C}_{\text{з.п}}\overset{*}{K}_{\text{тр}}\text{Т},$$

где $\overset{*}{K}_{\text{тр}}$ — коэффициент снижения трудоемкости вследствие роста производительности труда для прототипа; Т — общая трудоемкость новых изделий.

4. *Цеховые и общезаводские расходы для новых изделий:*

а) На изготовление одного изделия

$$C^{(1)}_{\text{ц.р}} = \overset{*}{\bar{C}}_{\text{з.п}}\overset{*}{\text{Т}}_{\text{р}}\overset{*}{\bar{C}}_{\text{ц.р}}/C_{\text{ц.р}},$$

где $\overset{*}{\bar{C}}_{\text{ц.р}}$ — цеховые и общезаводские расходы, приходящиеся на 1 *чел.-час* для прототипного изделия; $\overset{*}{C}_{\text{ц.р}}$ — общая сумма затрат на цеховые и общезаводские расходы для всех выпущенных изделий прототипа; $\overset{*}{\text{Т}}_{\text{р}}$ — общая трудоемкость всех выпущенных изделий прототипа.

б) На изготовление N изделий

$$C^{(N)}_{\text{ц.р}} = NC^{(1)}_{\text{ц.р}}.$$

5. *Затраты на специальную оснастку и организацию производства новых изделий:*

а) На изготовление одного изделия

$$C^{(1)}_{\text{с.о}} = m\overset{*}{\bar{C}}_{\text{с.о}},$$

где m — масса нового изделия; $\overset{*}{\bar{C}}_{\text{с.о}} = \overset{*}{C}_{\text{с.о}}/(\overset{*}{m}\cdot\overset{*}{N})$ — затраты на специальную оснастку и постановку производ-

ства, приходящиеся на 1 *кг* массы прототипа; $\overset{*}{C}_{с.о}$ — затраты на специальную оснастку и постановку производства $\overset{*}{N}$ изделий прототипа с начала производства; $\overset{*}{m}$ — масса прототипа; $\overset{*}{N}$ — число выпущенных прототипов с начала производства.

б) На изготовление N изделий

$$C^{(N)}_{с.о} = NC^{(1)}_{о.с}.$$

При расчетах допускают, что затраты на специальную оснастку и организацию производства при выпуске N новых изделий погашаются.

6. *Внепроизводственные расходы* (включая отчисления на научно-исследовательские работы, стандартизацию и т. д.):

а) На изготовление одного изделия

$$C^{(1)}_{н.р} = 0{,}01C^{(1)}_{з};$$

б) На изготовление N изделий

$$C^{(N)}_{н.р} = NC^{(1)}_{н.р}.$$

7. *Плановая прибыль на N новых изделий*

$$C_{пр} = K_{пр}C_{пл},$$

где $C_{пл} = C_з K_{пл}$ — средняя плановая стоимость N изделий; $K_{пл}$ — коэффициент плановой прибыли.

§ 4. Стоимость наземного оборудования

Стоимость наземного оборудования включает стоимость пускового, подъемного, транспортного, установочного, испытательного, контрольно-проверочного и ремонтного оборудования, а также стоимость средств связи, управления,

слежения, спасения и т. д. В первом приближении стоимость наземного оборудования в целом

$$C_{н.о} = K_1 + K_2\sqrt{2{,}2M_0}, \qquad (309)$$

где K_1, K_2 — коэффициенты, значения которых определяются в каждом конкретном случае; M_0 — стартовая масса ракеты-носителя, *кг*.

Стоимость пускового оборудования

$$C_{п.о} = K_{1п} + K_{2п}\sqrt{2{,}2M_0}.$$

Для ракет-носителей класса «Сатурн» $K_{1п} = 10^7$ долларов, $K_{2п} = 10^4$ долларов.

Число пусковых столов, необходимых для выполнения программы запусков,

$$N_{п.с} = tN_г/365,$$

где $N_г$ — число запусков в год; t — время в днях, необходимое для одного запуска.

§ 5. Стоимость транспортировки

Стоимость транспортировки ступеней ракеты-носителя и полезной нагрузки включает стоимость транспортировки с завода-изготовителя к месту запуска. В первом приближении общая стоимость транспортировки

$$C_{тр} = \sum_{j=1}^{n} (\overline{C}_{тр\,j} S_j) \sum_{i=1}^{n} (M_i + M_{п.н}), \qquad (310)$$

где $\overline{C}_{тр\,j}$ — удельная стоимость транспортировки на j-м участке доставки; S_j — длина j-го участка доставки, *км*; M_i — масса i-й ступени, *кг*; $M_{п.н}$ — масса полезной нагрузки, *кг*.

§ 6. Расчет затрат на эксплуатацию

Структура эксплуатационных расходов изменяется в зависимости от уровня действующих цен, сроков запусков космических средств, межремонтных сроков хранения изделий, сроков их осмотра, обслуживания и т. д.

Эксплуатационные расходы $C_э$ представляют сумму прямых $C_э^{(п)}$ и косвенных $C_э^{(к)}$ расходов:

$$C_э = C_э^{(п)} + C_э^{(к)}. \qquad (311)$$

Прямые эксплуатационные расходы включают затраты на амортизацию оборудования, текущие ремонты, периодические осмотры и проверки, материалы, идущие на ремонт и проверки космических средств, а также плату персоналу, выполняющему ремонты, проверки и другие виды работ, связанные с поддержанием в исправном состоянии запускаемых космических средств. Косвенные эксплуатационные расходы включают затраты на содержание полигонов (баз, стартовых комплексов), наземных средств обеспечения запусков, управления, контроля и наблюдения, необходимых для осуществления космической программы, амортизацию их, а также затраты на заработную плату всего персонала, занятого на полигонах (базах, стартовых комплексах), станциях управления, контроля, наблюдения и т. д.

Прямые эксплуатационные расходы

$$C_э^{(п)} = C_р + C_{т.о} + C_{д.с} + C_{зап} + C_{ам}, \qquad (312)$$

где $C_р$ — расходы на ремонт; $C_{т.о}$ — расходы на техническое обслуживание; $C_{д.с}$ — расходы на денежное содержание экипажа пилотируемых объектов и обслуживающего персонала при запуске космических средств; $C_{зап}$ — расходы на запуски; $C_{ам}$ — амортизационные расходы.

Расходы на техническое обслуживание, ремонт и амортизацию включают расходы на техническое обслуживание различных видов оборудования: корпуса, двигательной установки, системы управления, полезной нагрузки, наземного оборудования и др.

а) Расходы на ремонт соответственно корпуса, двигательной установки, системы управления и полезной нагрузки:

$$\left.\begin{aligned}
C_{р.к} &= \overset{*}{C}_{р.к}\left(\frac{T_к}{t_{р.к}} - 1\right);\\
C_{р.д.у} &= \overset{*}{C}_{р.д.у}\left(\frac{T_{д.у}}{t_{р.д.у}} - 1\right)\cdot\frac{T_к T_{с.у} T_{п.н}}{T_{д.у}^{j-1}}\, n_{д.у};\\
C_{р.с.у} &= \overset{*}{C}_{р.с.у}\left(\frac{T_{с.у}}{t_{р.с.у}} - 1\right)\cdot\frac{T_к T_{д.у} T_{п.н}}{T_{с.у}^{j-1}}\, n_{с.у};\\
C_{р.п.н} &= \overset{*}{C}_{р.п.н}\left(\frac{T_{п.н}}{t_{р.п.н}} - 1\right)\cdot\frac{T_к T_{д.у} T_{с.у}}{T_{п.н}^{j-1}}\, n_{п.н},
\end{aligned}\right\} \qquad (313)$$

где $\overset{*}{C}_р$ — расходы на ремонт прототипа (к, д.у, с.у, п.н — индексы, означающие, что данные расходы относятся соответственно к корпусу, двигательной установке, системе управления, полезной нагрузке); $t_{р.к}$, $t_{р.д.у}$, $t_{р.с.у}$, $t_{р.п.н}$ — межремонтный ресурс (гарантийный); $T_к$, $T_{д.у}$, $T_{с.у}$, $T_{п.н}$ — общий срок годности или ремонта (срок хранения); j — число конструктивных частей, требующих ремонта до запуска; $n_{д.у}$, $n_{с.у}$, $n_{п.н}$ — число соответственно двигательных установок, систем управления и полезных нагрузок, требующих ремонта (обслуживания) и т. д.

В качестве базовой величины принимается общий срок годности корпуса (как имеющий бо́льшее значение). Значения $\overset{*}{C}_р$ принимаются в зависимости от стоимости соответствующего прототипа.

б) Расходы по техническому обслуживанию, проверке и подготовке к запуску:

$$\left.\begin{aligned}
C_{т.о.к} &= \overline{C}_{т.о.к} M_{0к} T_к;\\
C_{т.о.д} &= \overline{C}_{т.о.д} P_0 T_к n'_{д.у};\\
C_{т.о.у} &= \overline{C}_{т.о.у} \mathrm{T}_{р.у} T_к n'_{с.у};\\
C_{т.о.н} &= \overline{C}_{т.о.н} \mathrm{T}_{р.н} T_к n'_{п.н},
\end{aligned}\right\} \qquad (314)$$

где $C_{\text{т.о.к}}$, $C_{\text{т.о.д}}$, $C_{\text{т.о.у}}$, $C_{\text{т.о.н}}$ — удельные расходы в час по техническому обслуживанию, проверкам и подготовке к запуску соответственно корпуса, двигателя (на единицу тяги), системы управления, полезной нагрузки; M_0 — «сухая» масса корпуса ракеты-носителя без полезной нагрузки; P_0 — тяга одного двигателя ракеты-носителя; $n'_{\text{д.у}}$ — число двигательных установок; $T_{\text{р.у}}$ — трудоемкость работы по техническому обслуживанию, проверкам и подготовке к запуску одного блока системы управления; $n'_{\text{с.у}}$ — число блоков системы управления; $T_{\text{р.н}}$ — трудоемкость работы по техническому обслуживанию, проверкам и подготовке к запуску одного объекта полезной нагрузки; $n'_{\text{п.н}}$ — число запускаемых одновременно объектов (для случая, когда одной ракетой-носителем запускается несколько однотипных объектов).

в) Расходы на денежное содержание экипажа пилотируемых объектов и обслуживающего персонала при одном запуске космических средств

$$C_{\text{д.с}} = C_{\text{о.п}} + C_{\text{д.э}} + C_{\text{доп}}, \qquad (315)$$

где $C_{\text{о.п}}$ — плата обслуживающему персоналу за один запуск; $C_{\text{д.э}}$ — плата экипажу (только для пилотируемых объектов), включая расходы, связанные с выплатой экипажу денежного вознаграждения за полет, проведение определенных экспериментов, исследования и т. д.; $C_{\text{доп}}$ — дополнительные, непредвиденные расходы.

Косвенные эксплуатационные расходы

$$C_{\text{э}}^{(\text{к})} = C_{\text{с.к}} N_{\text{с.к}} + C_{\text{с.о}} + C_{\text{п}} + C_{\text{п.к}}, \qquad (316)$$

где $C_{\text{с.к}}$ — расходы, связанные с содержанием космического стартового комплекса (КСК); $N_{\text{с.к}}$ — количество создаваемых КСК; $C_{\text{с.о}}$ — расходы на содержание средств слежения, обеспечения запуска, контроля и наблюдения; $C_{\text{п}}$ — расходы на оплату обслуживающего персонала; $C_{\text{п.к}}$ — расходы, связанные с подготовкой к запуску космонавтов, в том числе расходы на строительство учебно-тренировочных центров и баз, а также плата обслуживающему персоналу и космонавтам.

§ 7. Оценка экономической эффективности космических систем

Экономическая эффективность — отношение производственных затрат на систему к результатам, полученным от системы.

В качестве результатов могут быть приняты разные показатели, получение которых ставили в качестве цели при создании космической системы (например, запуск на орбиту определенной высоты полезной нагрузки определенной массы, получение какой-либо информации, результатов и т. д.). В качестве критериев экономической эффективности могут быть приняты: относительная стоимость, удельная стоимость запуска ракеты-носителя, удельная стоимость запуска полезной нагрузки и др. Новая космическая система считается экономически более эффективной, если ее какой-либо критерий меньше подобного критерия прототипа.

Относительная стоимость $K_{\text{о.с}}$ показывает, какую долю расходов составляет стоимость данной космической системы $C_{\text{к.с}}$ в стоимости $C_{\text{пр}}$ всей разрабатываемой программы, т. е.

$$K_{\text{о.с}} = \overline{C}_{\text{к.с}} = C_{\text{к.с}}/C_{\text{пр}}. \qquad (317)$$

Разрабатываемая система считается экономически более эффективной, если $K_{\text{о.с}} < \overset{*}{K}_{\text{о.с}}$, где $\overset{*}{K}_{\text{о.с}} = \overset{*}{C}_{\text{к.с}}/\overset{*}{C}_{\text{пр}}$ — критерий эффективности прототипа.

Удельная стоимость $K_{\text{р.н}}$ *запуска ракеты-носителя* показывает стоимость единицы стартовой массы ракеты-носителя при N-м запуске (табл. 110):

$$K_{\text{р.н}} = \overline{C}_{\text{р.н}} = C_{\text{зап}}/M, \qquad (318)$$

где $C_{\text{зап}}$ — стоимость N-го запуска ракеты-носителя; M — стартовая масса ракеты-носителя при N-м запуске.

Стоимость запуска в США рассчитывается по формуле

$$C_{\text{зап}} = \frac{tN_{\text{г}}}{0{,}365}\left(100 + \sqrt{2{,}2M}\right),$$

Таблица 110

Экономическая эффективность космических систем (США)

Ракета-носитель	Стартовая масса, *кг*	Стоимость запуска ракеты-носителя, *млн. руб*	Масса полезной нагрузки*, *кг*	Удельная стоимость запуска, *руб/кг*	
				ракеты-носителя	полезной нагрузки*
„Скаут"	18 000	1,0	135	55	7400
„Тор-Дельта"	45 000	2,75	360/55	60	7700/50000
„Тор-Аджена"	57 000	5,6	730	100	7730
„Атлас-Аджена"	127 000	7,5	2400/380	60	3100/2000
„Атлас-Кентавр"	135 000	11,0	3850/1000	80	2900/11000
„Сатурн-IB"	545 000	25,0	14500	45	1700

* В числителе приведены данные при запуске с выходом на орбиту вокруг Земли высотой 300 *км*; в знаменателе — с сообщением полезной нагрузке второй космической скорости.

где $N_г$ — предполагаемое число запусков в год; M — стартовая масса ракеты-носителя; $t = 100/N_{зап} + \sqrt[3]{2{,}2M}/T_{рас}$ — время подготовки к запуску; $T_{рас}$ — расчетное число лет от начала разработки программы до последнего запуска; $N_{зап}$ — число всех запусков, которые следует произвести за время $T_{рас}$.

Удельная стоимость запуска $\overline{C}_{п.н}$ *полезной нагрузки* — стоимость единицы массы полезной нагрузки при запуске на определенную орбиту, т. е.

$$K_{п.н} = \overline{C}_{п.н} = C_{з.р.н}/M_{п.н}, \qquad (319)$$

где $K_{п.н}$ — критерий эффективности системы; $\overline{C}_{п.н}$ — удельная стоимость запуска полезной нагрузки; $C_{з.р.н}$ — стоимость запуска ракеты-носителя; $M_{п.н}$ — стартовая масса полезной нагрузки.

ПРИЛОЖЕНИЕ

ВЕХИ КОСМИЧЕСКОЙ ЭРЫ

КРАТКАЯ ХРОНОЛОГИЯ

1957 г. Начало космической эры. 4 октября и 3 ноября запущены первые советские ИСЗ для исследования верхних слоев ионосферы и жизни животных в условиях невесомости. Попытка запуска ИСЗ в США («Авангард» 6.12.57 г.).

1958 г. Изучение ближнего космоса, использование КА для нужд народного хозяйства. В СССР запущены три ИСЗ, в США — первый американский ИСЗ «Эксплорер» (1.2.58 г.) и первый ИСЗ связи «Скор». Попытки запуска КА «Пионер» в сторону Луны.

1959 г. Начало изучения и освоения Луны. В СССР запущены три АМС серии «Луна»; получены фотоснимки невидимой с Земли поверхности Луны. В США запущены первые ИСЗ военного назначения серии «Дискаверер»; попытка запуска навигационного ИСЗ типа «Транзит» (17.9.59 г.).

1960 г. Расширение программы изучения ближнего космоса. В СССР запущены космические корабли-спутники с животными на борту. В США развертывается программа исследований космического пространства в военных целях, запущены навигационные («Транзит»), метеорологические («Тирос»), связные («Эхо», «Курьер») и разведывательные ИСЗ («Мидас», «Самос»).

1961 г. Начало изучения космоса при непосредственном участии человека. 12 апреля в СССР запущен космический корабль «Восток» с первым в мире космонавтом **Ю. А. Гагариным**, 6 августа — «Восток-2» с космонавтом **Г. С. Титовым**. В США — баллистические полеты в космос американских космонавтов **А. Шепарда** (5 мая) и **В. Гриссома** (21 июля).

Начало исследований околосолнечного пространства и ближайших планет. В СССР запущена в сторону Венеры АМС «Венера-1», кроме того, четыре ИСЗ. В США засекречиваются программы по запуску ИСЗ «Самос» и «Мидас».

1962 г. Продолжение исследований ближнего космоса и околосолнечного пространства. В СССР запущена АМС в сторону Марса, первые ИСЗ серии «Космос». В США выведен на орбиту космический корабль с космонавтом **Д. Гленном,** запущена АМС в сторону Венеры, геодезический ИСЗ «Анна»; окончательно засекречиваются военные программы «Дискаверер».

Впервые запущены ИСЗ «Алуэтт» (Канада) и «Ариель» (Англия).

1963 г. Продолжение изучения космоса при непосредственном участии человека. В СССР проведены первые групповые полеты космических кораблей «Восток», полет первой в мире женщины-космонавта **В. Терешковой,** маневр КА «Полет-1» в космическом пространстве, очередные запуски ИСЗ серии «Космос».

В США выведены на орбиту связные ИСЗ «Синком», первые ИСЗ «Вела Хоутел» (для обнаружения ядерных взрывов в космическом пространстве) и «Серкал» (для калибровки наземных станций слежения), проведен эксперимент по программе «Вест Форд».

1964 г. В СССР проведен первый полет трехместного космического корабля «Восход» с космонавтами **В. М. Комаровым, К. П. Феоктистовым** и **Б. Б. Егоровым;** запущены первые ИСЗ «Электрон» одной ракетой-носителем на существенно различные орбиты, АМС серии «Зонд» в сторону Марса.

В США запущены новые геодезические («Секор») и метеорологические («Нимбус») ИСЗ, макеты космических кораблей «Джемини» и «Аполлон», АМС «Рейнджер» и «Маринер» в сторону Луны и Марса.

Впервые запущен ИСЗ «Сан Марко» (Италия).

1965 г. В СССР 18 марта проведен первый полет с выходом в открытое космическое пространство космонавта **А. А. Леонова,** запущен первый связной ИСЗ серии «Молния-1», ИСЗ «Протон-1». В США проведены полеты пяти двухместных космических кораблей «Джемини» с космонавтами на борту, запущены новые ИСЗ «Эрли Берд» и «Пегас».

Впервые запущены ИСЗ «А-1» и «FR-1» (Франция).

Продолжение программы изучения и освоения Луны; попытки в осуществлении мягкой посадки на Луну.

1966 г. В СССР 3 февраля впервые осуществлена мягкая посадка АЛС «Луна-9» на Луну и получены фотографии лунной поверхности, сделанные на Луне; запущены первый искусственный спутник Луны (АМС «Луна-10»), ИСЗ «Космос-110» с животными на борту на 22 суток, ИСЗ «Протон-3», метеорологический ИСЗ системы «Метеор» («Космос-122, -124, -156 и -184»); передана программа цветного телевидения из Парижа в Москву через ИСЗ «Молния».

В США 2 июня осуществлена мягкая посадка КА «Сервейор-1» на Луну, запущены пять двухместных космических кораблей «Джемини» с космонавтами на борту, секретные ИСЗ военного назначения, исследовательские орбитальные станции «Лунар Орбитер», «ATS-1», «Биос-1».

В Японии проведена попытка вывести на орбиту ИСЗ «Лямбда».

1967 г. В СССР 3 октября впервые проведена автоматическая стыковка в космосе двух ИСЗ серии «Космос» (186 и 188), осуществлены (4 июня) плавный спуск в атмосфере Венеры АМС «Венера-4» на планету Венера и физико-химический анализ ее атмосферы; продолжались запуски ИСЗ серии «Космос», «Молния-1», системы «Метеор», был запущен новый пилотируемый космический корабль «Союз-1».

В США, Франции и Англии выполнялись программы по изучению ближнего космоса и околосолнечного пространства. В Японии попытка запуска ИСЗ «Лямбда» вновь окончилась неудачно.

1968 г. В СССР 15 апреля проведена вторая автоматическая стыковка в космосе двух ИСЗ серии «Космос» (212 и 213) и продолжаются запуски ИСЗ этой серии. 15 сентября был запущен КА «Зонд-5», который впервые в мире, облетев Луну, успешно возвратился на Землю со второй космической скоростью.

В США продолжаются запуски по программам «Лунар Орбитер», «Сервейор» и др.

На 1 октября 1968 г. в СССР были запущены: космических кораблей ИСЗ — 8, «Марс» — 1, «Венера» — 4, «Луна» — 14, «Зонд» — 5, «Электрон» — 4, «Протон» — 3, «Полет» — 2, «Молния-1» — 8, ИСЗ системы «Метеор» — 4, «Восток» — 6, «Восход» — 2, «Союз-1» — 1, «Космос» — 243.

В октябре — ноябре 1968 г. в Советском Союзе достигнуты новые успехи в исследовании космического пространства: КК «Союз-2» и «Союз-3», пилотируемый космонавтом **Г. Т. Береговым,** произвели автоматическое и управляемое сближение в космосе; станция «Зонд-6» после облета Луны успешно возвращена на Землю с использованием аэродинамической подъемной силы спускаемого аппарата; крупнейшая в мире автоматическая научная станция «Протон-4» запущена с научной аппаратурой весом 12,5 *т.*

НЕКОТОРЫЕ ДАННЫЕ ПО ЗАПУСКАМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

(В таблице приводятся основные сведения по одному из образцов КА соответствующего типа

Дата запуска. Государство	Наименование КА	Цель запуска	Вес, *кг*	Начальные элементы орбиты: высота, *км* (перигея / апогея)	Начальные элементы орбиты: период обращения, *мин*	Начальные элементы орбиты: наклонение, *град*	Состав аппаратуры	Общие сведения о результатах запуска
4.10.57 г. **СССР**	**Первый ИСЗ** 1957. α2	Проверка теоретических расчетов и основных технических решений	83,6	228 / 947	96,17	65,2	Системы терморегулирования и измерения температуры. Радиопередатчики на 20,005 и 40,002 *Мгц* (15 и 7,5 *м*), источники электроэнергии на 3 недели, антенны 2,9 и 2,4 *м*	Исследованы верхние слои ионосферы и верхние слои атмосферы. По торможению определен тепловой режим ИСЗ
3.11.57 г. **СССР**	**Второй ИСЗ** 1957. β1	Изучение процессов жизнедеятельности внутри спутника	508,3	225 / 1671	103,75	65,3	Герметический контейнер с собакой Лайкой. Системы кондиционирования воздуха, измерения пульса, дыхания, кровяного давления и биопотенциалов. Запас пищи на 7 суток. Радиопередатчики на 20 и 40 *Мгц*.	Доказана возможность жизни животных в условиях невесомости. Открыто повышение интенсивности излучения в полярных областях, волноводный эффект верхн. слоев ионосферы
1.2.58 г. **США**	**„Эксплорер-I"** 1958. α	Исследование космических излучений, плотности потоков микрометеоритов, распространения радиоволн в ионосфере, магнитных полей Земли и Луны	13,86	350 / 2548	114,8	33,2	Радиопередатчики на 103,03 и 108 *Мгц*, ртутные батареи, несколько датчиков микрометеоритов, проволочные сетки. На последующих ИСЗ устанавливались различные приборы в зависимости от поставленной задачи	Получены данные о внутренней зоне радиационного пояса Земли, воздействии метеоритов, фотоснимки Земли
17.3.58 г. **США**	**„Авангард-I"** 1958. β	Измерение температуры оболочки Земли	1,8	650 / 3968	134,18	34,25	Радиопередатчики с питанием от ртутных и солнечных батарей, датчики температуры	Передал данные, характеризующие форму Земли (обнаружена грушевидность), о воздействии микрометеоритов

Продолжение

Дата запуска. Государство	Наименование КА	Цель запуска	Вес, *кг*	Начальные элементы орбиты: высота, *км* (перигея/апогея)	период обращения, *мин*	наклонение, *град*	Состав аппаратуры	Общие сведения о результатах запуска
15.5.58 г. **СССР**	**Третий ИСЗ** 1958. δ2	Исследование микрометеоритов, давления и состава атмосферы, космического излучения	1327	$\frac{226}{1881}$	105,95	65,2	Полупроводниковые солнечные батареи, многоканальная телеметрическая система, радиостанция «Маяк» на 20,005 *Мгц* мощностью 0,25 *вт*, датчики космического излучения, микрометеоритов, давления и состава атмосферы, излучения Солнца и др.	Получены следующие данные: сжатие Земли 1 : 298,17 ± 0,08; плотность атмосферы на $H=225 \div 228$ *км* $3\cdot10^{-13}$ *г/см³*; концентрация положительных ионов до $H=1000$ *км*; обнаружена внешняя радиационная зона; пространственное распределение магнитного поля на $H=280 \div 750$ *км*
11.10.58 г. **США**	**„Пионер-I"** 1958. η1	Изучение и освоение Луны	38				Ионные ловушки, радиопередатчик на 3300 *Мгц* мощностью 10 *вт*, система терморегулирования, приборы для измерения плотности потоков микрометеоритов, напряженности магнитного поля, энергии и концентрации заряженных частиц	Предприняты попытки достичь Луны. Два из шести КА стали искусственными планетами
18.12.58 г. **США**	**„Скор"** 1958. ζ	Создание космической линии связи	3968	$\frac{177}{1480}$	101,5	32	Приемоответчик: прием на 421 *Мгц*, ответ на 449 и 224,5 *Мгц*	Проведены эксперименты по связи через ИСЗ
2.1.59 г. **СССР**	**„Луна-1"** 1959. μ	Обнаружение магнитного поля Луны, изучение магнитного поля Земли, регистрация корпускулярного излучения Солнца, метеорных частиц, межпланетного газа	361,3	Первая искусственная планета с периодом обращения 450 суток			Аппаратура для создания натриевого облака. На последующих АМС устанавливались различные приборы в зависимости от поставленных задач	Получены данные о том, что интенсивность и расположение внешнего магнитного поля непостоянны во времени и зависят от активности Солнца. Поток первичных космических лучей 2,3±0,1 *частиц/сек*. «Луна-2» достигла поверхности Луны. «Луна-3» — фотографирование обратной стороны Луны. «Луна-9» — мягкая посадка на Луну
28.2.59 г. **США**	**„Дискаверер-I"** 1959. β1	Испытание различной аппаратуры ИСЗ военного назначения	590	$\frac{183}{1122}$	90	96	Различная аппаратура для ИСЗ военного назначения	Отработано возвращение капсул с пленкой на Землю

Продолжение

Дата запуска. Государство / Цель запуска	Наименование КА	Вес, *кг*	Начальные элементы орбиты: высота, *км* (перигея / апогея)	Начальные элементы орбиты: период обращения, *мин*	Начальные элементы орбиты: наклонение, *град*	Состав аппаратуры	Общие сведения о результатах запуска
1.4.60 г. **США** Метеорологические наблюдения и изучение облачного покрова Земли	**„Тирос-I“** 1960.β2	122,5	696 / 749	99,2	48,3	Две телекамеры (с широкоугольным и узкоугольным объективами), приборы записи изображения на магнитную ленту, передатчик сигналов, приемник команд, радиомаяк и другое оборудование. На последующих ИСЗ дополнительно устанавливались ИК генератор для получения данных о тепловой радиации Земли и определения угла наклона оси телеаппарата относительно местной вертикали	Данные, поступающие со спутников, использовались для прогнозирования погоды
13.4.60 г. **США** Создание систем для обеспечения боевых действий вооруженных сил (подводных лодок с ракетами «Поларис»)	**„Транзит-IB“** 1960.γ2	120	373 / 745	95,8	51,3	Четыре радиопередатчика на 54, 162, 216 и 324 *Мгц*, телеметрический радиопередатчик на 108,03 *Мгц*; система датчиков контроля параметров, система электроснабжения, бортовое временное устройство, командный приемник, блок памяти, система стабилизации, программное временное устройство, две спиральные широкополосные антенны	Предполагается, что система «Транзит» позволит определять местонахождение с погрешностью 4 *км*, а при наличии комплекта высокой точности — до 0,2 *км*. Система принята на вооружение
24.5.60 г. **США** Обнаружение запуска баллистических ракет (разведывательный ИСЗ)	**„Мидас-II“** 1960.ζ1	1814	481 / 517	94,4	33	ИК детекторы, система управления (корректировка траектории), панели солнечных элементов, подзаряжающие буферные батареи	Обнаружены запуски ракет «Атлас», «Титан», «Минитмен»
22.1.60 г. **США** Исследование рентгеновского космического излучения	**„Солрад-I“** 1960.η2	19	615 / 1057	101,6	66,8	—	Проведены эксперименты

Продолжение

Дата запуска. Государство	Наименование КА	Цель запуска	Вес, *кг*	Начальные элементы орбиты: высота, *км* (перигея / апогея)	Начальные элементы орбиты: период обращения, *мин*	Начальные элементы орбиты: наклонение, *град*	Состав аппаратуры	Общие сведения о результатах запуска
12.8.60 г. **США**	**„Эхо-1“** 1960. ι1	Создание космической линии связи	62	1524 / 1684	118,2	47,2	Надувной баллон, поверхность которого хорошо отражает радиосигналы (слой алюминия 0,002 *мм*)	Передавал речевые и телевизионные сигналы. С помощью «Эхо-2», запущенного по совместной программе с СССР, в 1964 г. проводились сеансы связи между СССР и США
11.10.60 г. США	**„Курьер-IВ“** 1960. ν1	Создание космической линии связи	227	943 / 1234	106,9	28,3	Приемники и передатчики для ретрансляции сигналов на 1700—2300 *Мгц*, радиолокационный ответчик на 107,9 *Мгц* мощностью 50 *мвт*, командный приемник на 135 *Мгц*	Проведены эксперименты по связи через ИСЗ
31.1.61 г. **США**	**„Самос-2“** 1961.α1	Фототелевизионная разведка	1860	483 / 563	95	97	Приборы для измерения космического излучения, плотности потока микрометеоритных тел и электрического поля Земли; фотокамеры (фокусное расстояние 1,5 и 3 *м*, разрешающая способность 0,75 *м* при высоте орбиты до 200 *км*); ЧМ-ЧМ передатчик; источник питания	
12.2.61 г. СССР	**„Венера-1“** 1961.γ1	Освоение дальнего космоса и информация о планете Венера	643,5	0,7183 / 1,0190 а. е.	300 суток	0,58	Комплект радиотехнической и научной аппаратуры, система ориентации и управления, программные устройства, система терморегулирования, источники питания	Сближение с Венерой до 10^5 *км*, связь поддерживалась на расстоянии до $7{,}6 \cdot 10^6$ *км*
12.4.61 г. **СССР**	**„Восток“** 1961. μ1	Полет человека в космическое пространство	4725	181 / 327	89,3	65	Оборудование для обеспечения жизнедеятельности, система приземления, приборный отсек с ТДУ и другим оборудованием, приборы для измерения солнечной радиации	Управление кораблем вручную, связь с Землей (радиотелефонная и телевизионная)

Продолжение

Дата запуска. Государство	Наименование КА	Цель запуска	Вес, *кг*	Начальные элементы орбиты: высота, *км* (перигея / апогея)	период обращения, *мин*	наклонение, *град*	Состав аппаратуры	Общие сведения о результатах запуска
22.2.61 г. США	„Лофти“ 1961.η1	Исследование распространения низких радиочастот в ионосфере	26	167 / 1002	96,2	28,4	Приборы для измерения солнечной радиации	Проведены эксперименты
29.6.61 г. США	„Инджун-I“ 1961.ο2	Исследование радиационной зоны Земли	25	882 / 999	103,9	67	Приборы для измерения корпускулярного излучения Солнца	Данные о радиационных поясах: «Инджун-II» передал данные о поясе Старфиш
23.8.61 г. США	„Рейнджер“ 1961.φ1	Исследование Луны	305	179 / 446	90,6	32,9	Система ориентации, солнечные батареи, радиопередатчики на 960 *Мгц*, измерительные приборы	С трех аппаратов получены фотоснимки лунной поверхности. Произведена мягкая посадка на Луну
13.9.61 г. США	„Меркурий“ 1961.αα1	Подготовка к полету в космос человека	1125	161 / 256	88,6	32,6	Системы жизнеобеспечения и ориентации	На данном типе КА летали первоначально животные, а затем 4 космонавта
15.11.61 г. США	„Траак“ 1961.αη2	Испытание гравитационной системы стабилизации ИСЗ	110	940 / 1199	105,6	32,4	Экспериментальная аппаратура стабилизации гравитационного типа	Проведены эксперименты
12.12.61 г США	„Оскар“ 1961.ακ2	Создание линии радиолюбительской связи	5	235 / 474	91,1	81,2	Передатчик на 145,9 *Мгц*, приемник на 144,1 *Мгц* (ширина полосы 50 *кгц*), радиомаяк на 145,85 *Мгц*	Каждый ИСЗ этой серии работает в течение 16—18 дней
7.3.62 г. США	„OSO-1“ 1962.ζ1	Исследование солнечного излучения	208	554 / 570	96,2	32,8	Рентгеновский спектрометр, детекторы гамма- и рентгеновского излучения, ионизационная камера, детектор микрометеоритов	Получены данные о солнечных вспышках, об измерении рентгеновского излучения солнечного происхождения, гамма- и ультрафиолетового излучения

Продолжение

Дата запуска. Государство	Наименование КА	Цель запуска	Вес, *кг*	Начальные элементы орбиты: высота, *км* (перигея / апогея)	Начальные элементы орбиты: период обращения, *мин*	Начальные элементы орбиты: наклонение, *град*	Состав аппаратуры	Общие сведения о результатах запуска
16.3.62 г. **СССР**	**„Космос-1“** 1962.θ1	Исследование верхних слоев атмосферы и космического пространства	—	217 / 980	96,4	49	Научная аппаратура, радиосистема для точечного измерения элементов орбиты, радиотелеметрическая система, радиопередатчик. На последующих ИСЗ этого типа — различная научная аппаратура для исследований космического пространства в соответствии с программой, объявленной ТАСС 16.3.1962 г.	В результате серии запусков определены: концентрация заряженных частиц в ионосфере; плотность корпускулярных потоков и частиц малых энергий; радиационная обстановка; состав космических лучей; магнитное поле Земли; состав коротковолнового излучения Солнца и других космических тел; воздействие метеорного вещества на элементы конструкции; распределение и образование облачных систем в атмосфере Земли
26.4.62 г. **Англия, США**	**„Ариэль-1“** 1962.ο1	Исследование ионосферы Земли	56	389 / 1213	100,9	53,9	Приборы для измерения ионной и электронной радиации, турникетная антенна, источники питания, радиоаппаратура	Проведены эксперименты
10.7.62 г. **США**	**„Тельстар-I“** 1962.αε1	Создание космической линии связи	77	954 / 5638	157,8	44,8	Радиоаппаратура на 4080—6390 *Мгц* (мощность передаваемого сигнала 2,25 *вт*. каналов связи: телефонных — 60, телевизионных — 1)	Проведены эксперименты по связи через ИСЗ
27.8.62 г. **США**	**„Маринер-2“** 1962.αρ1	Освоение межпланетных полетов. Полет в сторону Венеры	201	0,7046 / 1,229 а. е.	346 дней	1,66	Магнетометр, микроволновый радиометр, потенциальная камера, счетчики Гейгера — Мюллера, детекторы корпускулярного излучения Солнца и космической пыли, электронные часы	Прошла на расстоянии 33 600 *км* от Венеры. На траектории полета АМС не было обнаружено магнитного поля Венеры; определены масса Венеры (0,81485 массы Земли), направление вращения и период ее обращения вокруг Солнца (247 земных суток); измерено космическое излучение на трассе полета; информация поступала с расстояния до $86{,}8 \cdot 10^{6}$ *км*

Продолжение

Дата запуска. Государство	Наименование КА	Цель запуска	Вес, *кг*	Начальные элементы орбиты: высота, *км* (перигея / апогея)	период обращения, *мин*	наклонение, *град*	Состав аппаратуры	Общие сведения о результатах запуска
29.9.62 г. **Канада**	**„Алуэтт"** 1962.βα1	Исследование ионосферы и космических излучений; измерение уровня галактических шумов и воздействия их на радиосвязь	145	998 / 1027	105,4	80,5	Передатчики с качающейся частотой на 1,6—11,5 *Мгц*, антенна — диполь	Установлена зависимость и содержание свободных ионов в ионосфере от географической широты
31.10.62 г. **США**	**„Анна-IB"** 1962.βμ1	Взаимная привязка наземных пунктов	160	1078 / 1182	170,8	50,1	Световой маяк — 4 импульсные ксеноновые лампы с силой света по $8 \cdot 10^6$ *св* (вспышки сериями по 5 с интервалом 5,6 *сек* и продолжительностью 1 *мксек*, точность момента вспышки 0,5 *мксек*)	Вспышки фотографировались с четырех наземных пунктов, у трех из них координаты известны
1.11.62 г. **СССР**	**„Марс-1"** 1962.βν3	Длительное исследование космического пространства при полете к планете Марс, межпланетная радиосвязь, фотографирование Марса и передача изображений на Землю	3093,5	0,9237 / 1,604 а. е.	519 суток	2,7	Аппаратура для обнаружения магнитного поля и его измерения, выявления радиационных поясов, изучения спектра космического излучения, ядерной компоненты, первичных космических излучений и радиоизлучений в диапазоне волн 150 и 1500 *м*, для регистрации потоков малоэнергетических протонов и электронов, а также концентрации положительных ионов вблизи планеты и в космическом пространстве; датчики для регистрации микрометеоритов	Проведен 61 сеанс радиосвязи; связь поддерживалась на расстоянии до $106 \cdot 10^6$ *км*. Получены данные о распределении метеорного вещества, зарегистрированы изменения границ радиационных поясов
13.12.62 г. **США**	**„Реле-I"** 1962.βυ1	Создание космической линии связи	78	1318 / 7422	185,0	47,5	Радиоаппаратура на 417—1725 *Мгц* (мощность передаваемого сигнала 10 *вт*, каналов: телефонных — 2, телевизионных — 1)	Проведена экспериментальная проверка связи между США и Европой, США и Японией

Продолжение

Дата запуска. Государство	Наименование КА	Цель запуска	Вес, *кг*	Начальные элементы орбиты: высота, *км* (перигея / апогея)	Начальные элементы орбиты: период обращения, *мин*	Начальные элементы орбиты: наклонение, *град*	Состав аппаратуры	Общие сведения о результатах запуска
14.2.63 г. **США**	**„Сином-I“** 1963.4A	Создание системы всемирной связи	39	34392 / 36739	1426,6	33,5	Система коррекции скорости и ориентации, радиоаппаратура на 1815—7360 *Мгц* (мощность передаваемого сигнала 2,5 *вт*), источники питания	Произведены эксперименты по связи через ИСЗ
9.5.63 г. **США**	**„Вест Форд“** 1963.14A	Создание экрана из металлических диполей для глобальной связи	27,7	3619 / 3685	166,6	87,4	Контейнер с диполями (длина диполей 19 *мм*, диаметр 0,018 *мм*)	Проведены эксперименты по установлению связи с помощью отражающего пояса диполей
15.6.63 г. **США**	**„Серкал-IB“** 1963.21A	Калибровка наземных станций наблюдения за космическим пространством	60	1721 / 919	94,9	69,9	Различная аппаратура в зависимости от поставленных задач	
17.10.63 г. **США**	**„Вела-I“** 1963.39A	Обнаружение ядерных взрывов	135	102098 / 111137		38,3	Детекторы для обнаружения рентгеновского излучения, шесть детекторов гамма-излучения и потока нейтронов	Проведены эксперименты по обнаружению радиации
1.11.63 г. **СССР**	**„Полет-1“** 1963.43A	Проведение маневров в космическом пространстве		339(343) / 592(1437) (В скобках данные после маневра)	93,66 (102,5)	59	Специальная аппаратура и система ДУ, обеспечивающие маневр и стабилизацию, научная аппаратура, радиотелеметрическая система и радиопередатчик	Проведены многократные боковые маневры (изменение наклонения орбиты), а также маневры по высоте
11.1.64 г. **США**	**„GGSE-I“** 1964.1B	Эксперименты по стабилизации ИСЗ с использованием гравитационного поля Земли		901 / 941	103,5	70	Экспериментальная гравитационная система стабилизации	

Продолжение

Дата запуска. Государство	Наименование КА	Цель запуска	Вес, *кг*	Начальные элементы орбиты: высота, *км* (перигея / апогея)	период обращения, *мин*	наклонение, *град*	Состав аппаратуры	Общие сведения о результатах запуска
11.1.64 г. **США**	**„Секор-I"** 1964.1C	Геодезические исследования, картографирование земной поверхности и определение формы Земли	20	906 / 930	103,5	69,9	Ретрансляционная аппаратура	Измерены расстояния до ИСЗ по сдвигу фаз радиосигналов с точностью около 30 *м*, определены координаты точки на местности
30.1.64 г. **СССР**	**„Электрон-1"** 1964.6A **„Электрон-2"** 1964.6B	Одновременное изучение внутреннего и внешнего радиационных поясов Земли		406 / 7100 460 / 6820	169 1360	61 61	Детектор микрометеоров, прибор для регистрации корпускулярного излучения, масс-спектрометр; детектор протонов; прибор для изучения энергетического спектра электронов радиационных поясов	Проведены исследования: внешнего и внутреннего радиационных поясов Земли, заряженных частиц малых энергий, концентрации электронов и положительных ионов, магнитных полей Земли, ядерной компоненты, коротковолнового излучения Солнца, распространения радиоволн, радиоизлучения галактик, плотности метеорного вещества
2.4.64 г. **СССР**	**„Зонд-1"** 1964.16D	Освоение межпланетных полетов. Полеты в сторону Марса					На борту ряда АМС, помимо научной аппаратуры, устанавливалась аппаратура для фотографирования и передачи изображений с больших расстояний	Фотография невидимой обратной стороны Луны, которая осталась неохваченной при съемке, осуществленной АМС «Луна-3» в октябре 1958 г.
28.8.64 г. **США**	**„Нимбус-I"** 1964.52A	Получение информации об облачном покрове Земли	375	423 / 932	98,3	98,6	Три телевизионные камеры, две телеметрические системы (телекамеры для наблюдения облачности над пролетаемой местностью), аппаратура для передачи информации по запросу с ближайшей наземной станции, ИК аппаратура для наблюдения ночью, радиометры для составления тепловой карты Земли	Получены фотографии облачного покрова. Размер площади изображения 240×800 *км* при разрешающей способности 0,8 *км*

Продолжение

Дата запуска. Государство	Наименование КА	Цель запуска	Вес, *кг*	Начальные элементы орбиты: высота, *км* (перигея / апогея)	период обращения, *мин*	наклонение, *град*	Состав аппаратуры	Общие сведения о результатах запуска
5.9.64 г. **США**	„OGO-1" 1964.54A	Изучение космического пространства (орбитальная геофизическая лаборатория)	487	282 / 149391	2,7 дня	31,1	Научные приборы, система связи и обработки данных, система энергопитания	Ориентация из-за повреждений нарушена. Информация использована частично. Проведены регистрация солнечного излучения, определение его состава и т. д.
12.10.64 г. **СССР**	**„Восход"** 1964.65A	Первый коллективный полет трехместного космического корабля	5321	178 / 409	90,1	65	Специальная система ориентации и торможения, обеспечивающая мягкую посадку	Космонавты работали без скафандров. Проведены исследования работоспособности и взаимодействия космонавтов, физико-технических, медико-биологических и других проблем
15.12.64 г. **Италия, США**	**„Сан Марко-I"** 1964.84A	Исследование космического пространства	115	198 / 846	94,9	37,8	Радиоаппаратура на 135,53 и 20,005 *Мгц*, температурные датчики	Проведены эксперименты
11.2.65 г. **США**	**„LES-I"** 1965.8C	Проверка систем и оборудования военной связи	31	2778 / 2807	145,7	32,2	Аппаратура связи, источники питания	То же
16.2.65 г. **США**	**„Пегас-I"** 1965.9A	Исследование микрометеоритной опасности	10435	496 / 744	97	31,7	Мишень для метеоритов	»
23.3.65 г. **США**	**„Джемини-3"** 1965.24A	Первый двухместный космический корабль	3175	161 / 240	88,2	32,5	Системы жизнедеятельности, ориентации и стабилизации, возвращения на Землю	Совершив три оборота вокруг Земли, корабль приводнился в Атлантическом океане

Продолжение

Дата запуска. Государство	Наименование КА	Цель запуска	Вес, кг	Начальные элементы орбиты: высота, км (перигея / апогея)	период обращения, мин	наклонение, град	Состав аппаратуры	Общие сведения о результатах запуска
6.4.65 г. **США**	**„Эрли Берд“** 1965.28А	Создание коммерческой космической линии связи	39	35000 / 36585	1436,4	0,1	Два широкополосных приемника; 240 телефонных каналов; ретрансляция телевизионных передач; 6000 солнечных элементов мощностью 45 *вт*	Проведены эксперименты
23.4.65 г. **СССР**	**„Молния-1“** 1965.30А	Создание космической линии связи	—	548 / 39957	720	65	Радиопередатчик на 40 *вт*, солнечная батарея, остронаправленная антенна, радиатор-холодильник, корректирующая ДУ	Проведены сеансы связи между Москвой и Владивостоком, Москвой и Парижем («Молния-1В»)
16.7.65 г. **СССР**	**„Протон-1“** 1965.54А	Изучение космических частиц сверхвысоких энергий	12200	190 / 627	92,45	63,5	Датчики системы ориентации, радиокомандный комплекс, комплекс внешнетраекторных измерений, солнечные элементы, химические батареи	Проведены эксперименты
26.11.65 г. **Франция**	**„А-1“** 1965.96А	Научные исследования (первый французский спутник)	42	528 / 1808	108,7	34,2	Аппаратура для геофизических и космических исследований	То же
6.12.65 г. **Франция**	**„FR-1“** 1965.101А	Исследование условий прохождения сверхдлинноволнового радиоизлучения через атмосферу	60	737 / 779	99,9	75,9	Магнитометр, командный приемник, телеметрический передатчик, антенны, электронное оборудование, батареи питания, солнечные элементы	»
3.2.66 г. **США**	**„ESSA-1“** 1966.8А	Метеорологические наблюдения	138	697 / 841	101,2	81,8	Две телевизионные камеры	»
17.2.66 г. **Франция**	**„D-1“** 1966.13А	Геодезические исследования	20	502 / 2736	118,7	34,1	Геодезическая аппаратура	»

Продолжение

Дата запуска. Государство	Наименование КА	Цель запуска	Вес, *кг*	Начальные элементы орбиты: высота, *км* (перигей / апогей)	период обращения, *мин*	наклонение, *град*	Состав аппаратуры	Общие сведения о результатах запуска
8.4.66 г. **США**	**„ОАО-1“** 1966.31А	Научные исследования	1769	792 / 813	100,8	35	Аппаратура для исследования ближнего космического пространства	Проведены эксперименты
30.5.66 г. **США**	**„Сервейор-1“** 1966.45А	Изучение и освоение Луны	987	—	—	—	Аппаратура для посадки на Луну. Радио- и телевизионная аппаратура	Совершил мягкую посадку на Луну. Передал телевизионные изображения ее поверхности
16.6.66 г. **США**	**„JDCSP-1“** 1966.53В	Создание линии связи (военный спутник связи)	45	33672 / 33881	1334,7	0,1	Аппаратура связи	—
16.6.66 г. **США**	**„GGTS-1“** 1966.53А	Научные исследования	47	33657 / 33879	1334,2	0,1	Аппаратура для гравитационной стабилизации, солнечные датчики и датчики направления на Землю	Проведен эксперимент
24.6.66 г. **США**	**„Пагеос-1“** 1966.56А	Геодезические исследования	57	4196 / 4284	181,4	87,1	Надувной космический аппарат	Виден с Земли как звезда третьей величины
10.8.66 г. **США**	**„Лунар Орбитер-1“** 1966.73А	Исследование космического пространства	3870	188 / 1865	217,2	12,2	Фото- и радиоаппаратура	Проведен эксперимент
14.12.66 г. **США**	**„Биос-1“** 1966.114А	Биологические исследования	426	307 / 307	90,7	35,5	Контейнеры с биологическими объектами	То же
23.4.67 г. **СССР**	**„Союз-1“** 1967.37А			201 / 224	88,6	51,7	Аппаратура для исследования космоса и обеспечения жизнедеятельности человека	Проведены испытания пилотируемого КК, научные эксперименты и медико-биологические исследования

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

ОГЛАВЛЕНИЕ

Часть третья

КОСМИЧЕСКИЕ ОБЪЕКТЫ И СИСТЕМЫ

Стр.

Стр.

ИНЖЕНЕРНЫЙ СПРАВОЧНИК ПО КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Редактор *Медведев И. М.*
Переплет художника *Самсонова Ю. В.*
Технический редактор *Соколова Г. Ф.* Корректор *Кузьмина М. И.*

Г-52868 Сдано в набор 18.6.68. Подписано к печати 27.12.68
Формат 70×90 1/32 Печ. л. 21 3/4 (усл. печ. л. 25,45) уч.-изд. л. 30,206
Бумага типографская № 1 Тираж 14.500 *Цена 1 р. 75 к.*
Изд. № 7/7939 Зак. 1801

Ордена Трудового Красного Знамени
Военное издательство Министерства обороны СССР
Москва, К-160
2-я типография Воениздата
Ленинград, Д-65, Дворцовая пл., 10

ДЛЯ ЗАМЕТОК

6Т6 (083)

И 62 **Инженерный справочник по космической технике.** Под общей редакцией профессора, доктора технических наук А. В. СОЛОДОВА. М., Воениздат, 1969.

696 с. с иллюстр. 14 500 экз. 1 р. 75 к.

Справочник содержит обобщенные и систематизированные сведения из различных областей современной науки и техники, изучение и практическое применение которых необходимо при решении проблем по исследованию и освоению космического пространства. Приведенные в Справочнике таблицы, формулы, графики и номограммы позволяют без сложных расчетов приближенно определить все необходимые параметры и характеристики движения искусственных спутников Земли и межпланетных космических аппаратов.

Справочник написан на основе материалов, опубликованных в открытой отечественной и зарубежной печати, и предназначается для широкого круга специалистов из различных областей науки, а также для лиц, интересующихся вопросами космической техники и космонавтики.

$\frac{11\text{-}12\text{-}4\text{-}7}{100\text{-}68}$